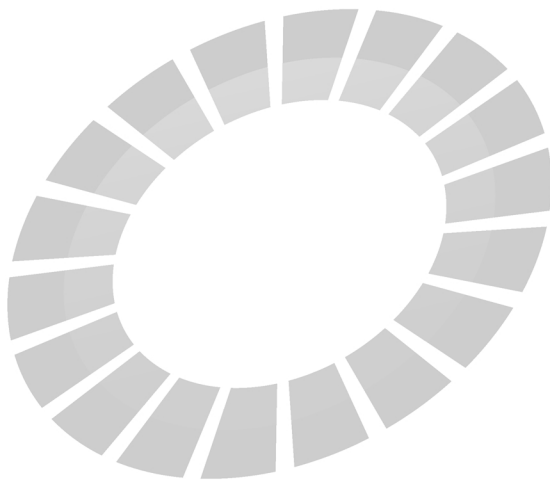


潜艇指控系统 理论与应用

司广宇 主编
袁富宇 赵建亭 陈义平 副主编



电子工业出版社
Publishing House of Electronics Industry
北京•BEIJING

内 容 简 介

本书是关于潜艇指控系统理论及应用的一部著作,是作者团队多年研究及应用成果的总结,同时也参考了国内外相关领域作者公开发表的著作和文章。全书共分 11 章,包括潜艇指控系统概述,潜艇指控系统发展历程,潜艇信息融合,潜艇目标综合识别,目标运动要素解算,鱼雷武器控制,潜射巡航导弹武器控制,潜艇综合防御,远程水中兵器指挥控制,潜地弹道导弹弹道与诸元计算以及潜艇指控系统关键技术发展趋势。

本书读者为军民电子信息系统领域的工程技术人员和相关专业的院校师生。

未经许可,不得以任何方式复制或抄袭本书之部分或全部内容。
版权所有,侵权必究。

图书在版编目(CIP)数据

潜艇指控系统理论与应用/司广宇主编. —北京:电子工业出版社, 2018.2

ISBN 978-7-121-33308-8

I. ①潜… II. ①司… III. ①潜艇—指挥控制系统 IV. ①E925.66

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 311543 号

策划编辑:张楠

责任编辑:张楠 文字编辑:钱维扬

印 刷:

装 订:

出版发行:电子工业出版社

北京市海淀区万寿路 173 信箱 邮编 100036

开 本:787×1092 1/16 印张:24.75 字数:633.6 千字

版 次:2018 年 2 月第 1 版

印 次:2018 年 2 月第 1 次印刷

定 价:99.00 元

凡所购买电子工业出版社图书有缺损问题,请向购买书店调换。若书店售缺,请与本社发行部联系,联系及邮购电话:(010) 88254888, 88258888。

质量投诉请发邮件至 zltz@phei.com.cn, 盗版侵权举报请发邮件至 dbqq@phei.com.cn。

本书咨询联系方式:(010) 88254579。

本书编写组

主 编：司广宇

副主编：袁富宇 赵建亭 陈义平

编著者：（按姓氏笔画排序）

丁迎迎 于昌荣 司广宇 田春军 代志恒

肖碧琴 刘 凯 刘 新 李红伟 李关防

李洪瑞 陈义平 赵建亭 张加林 苗 艳

姚 尧 袁富宇 高 萍 崔 杰 蒲 勇

潘 峰

Preface 前言

潜艇指控系统是潜艇作战指挥的核心，素有“潜艇大脑”的雅称，它将潜艇作战中的感知者和战斗行为执行者有机地融为一体。潜艇指控系统起源于早期的潜艇鱼雷指挥仪，已历经 80 余年的技术发展，从早期的只有单一鱼雷发射控制功能的系统发展为具有潜艇信息处理、战术环境分析、辅助指挥决策、潜载软硬武器（包括水下无人作战平台）发射控制、辅助艇员模拟训练等重要功能的、综合的、复杂的潜艇指挥控制系统。本书聚集了作者团队长期从事潜艇指控系统理论研究和工程实践工作的成果和经验；同时通过技术交流与合作以及公开文献，借鉴了国内外广大同仁的成果和经验，在此表示感谢。

本书内容由 11 章组成。

第 1 章潜艇指控系统概述。介绍潜艇指控系统的基本概念，分析潜艇指控系统的发展动因，详细阐述潜艇指控系统的功能和特征，重点描述潜艇指挥控制过程。

第 2 章潜艇指控系统发展历程。对以美、英、法、德、俄为代表的国外潜艇指控系统发展、技术水平、装备特点进行介绍和分析，重点分析美国先进潜艇指挥控制系统的结构、信息处理流程、功能特点。此外，针对国内潜艇指控研究现状，分析集中式指控系统、分开放式指控系统的特点。

第 3 章潜艇信息融合。信息融合为潜艇作战提供指挥决策信息支持，对潜艇作战指挥决策起着至关重要的作用。本章全面阐述潜艇信息融合的原理、方法和部分仿真试验的结果。针对水声探测信息特点、潜载声呐探测性能差异，提出有序分层融合模式，为解决被动探测方位信息融合提供有效方法。

第 4 章潜艇目标综合识别。本章重点描述潜艇目标综合识别技术的概念和内涵、体系结构、特征级身份识别和决策级目标综合识别的模型和方法。针对潜艇携带的各型声呐设备、电子侦察设备、潜望镜、敌我识别设备等设备获得的目标识别信息，以及平台获取的外部通信、技侦情报、指挥员判断等信息，提出对目标身份进行多重印证的综合识别算法，以期解决潜艇目标识别瓶颈问题。

第 5 章目标运动要素解算。潜艇目标运动要素解算技术是完成武器攻击的基础，是解决潜艇快速反应、隐蔽攻击的关键技术之一，是国内外不少学者和工程技术人员一直在关注的热点之一。本章介绍各种信息条件下的目标运动要素解算问题、难点及解决方法，重点介绍纯方位目标运动要素解算的原理、算法，包括本艇机动优化策略和机动目标运动要素解算技术等。基于水声信号的目标运动要素解算、会聚区目标定位与跟踪技术是作者团队最新尝试的研究，对于突破传统纯方位解算具有重要意义。

第 6 章鱼雷武器控制，包括各种导引方式下的鱼雷武器的以及打击效果评估。

第 7 章潜射巡航导弹武器控制，包括潜射巡航导弹武器信息保障、航路规划与打击效果评估。

第 8~10 章分别介绍潜艇综合防御、远程水中兵器指挥控制以及潜地弹道导弹弹道与诸元计算。

第 11 章潜艇指控系统关键技术发展趋势。对潜艇指控各关键技术的发展进行展望,并针对新型武器和传感器提出相关技术构想。相信未来潜艇指控系统在信息化、综合化、智能化等方面必将取得技术突破,在系统功能、性能必将得到大幅度提升,在软硬件平台、模型机理、战术使用方面更加满足用户需求。

本书由司广宇策划并任主编,袁富宇、赵建亭、陈义平任副主编。第 1 章由司广宇、陈义平、高萍编著,刘凯审阅;第 2 章由张加林、高萍编著,陈义平、蒲勇审阅;第 3 章由蒲勇、卢元磊编著,李洪瑞、丁迎迎审阅;第 4 章由丁迎迎编著,蒲勇、崔杰审阅;第 5 章由刘凯、代志恒、肖碧琴、李关防、崔杰编著,刘凯统稿,苗艳、袁富宇审阅;第 6 章由代志恒编著,刘凯、于昌荣、袁富宇审阅;第 7 章由刘新、魏海光编著,刘凯、潘峰审阅;第 8 章由于昌荣编著,苗艳、肖碧琴、丁迎迎、代志恒审阅;第 9 章姚尧、张平编著,陈义平、蒲勇、卢元磊审阅;第 10 章由田春军、李红伟编著,赵建亭、张加常审阅;第 11 章由蒲勇、丁迎迎、刘凯、于昌荣、代志恒、姚尧编著,袁富宇、陈义平、苗艳、李洪瑞审阅。江苏自动化研究所主管所领导潘冠华及科技部主管领导秦立富多次组织所科技委专家对本书进行审阅,提出了许多宝贵的意见,所潜艇指控系统领域专家潘新祥高工、许春雷研究员对本书的编写极为关注,多次提出有益的编写建议。袁富宇博士对全书进行了审订。江苏自动化研究所对本书的出版给予了大力支持,电子工业出版社编辑同志付出了辛勤劳动。对此一并表示感谢。

本书在编著过程中,参考和应用了不少国内外公开发表的研究成果,对相关文献作者表示感谢。

由于作者水平所限,书中定会存在不足甚至纰漏,恳请读者批评指正。

本书编写组

2017 年 5 月

Contents 目录

第 1 章 潜艇指控系统概述	1
1.1 潜艇指控系统的基本概念	1
1.2 潜艇指控系统的发展动因	1
1.2.1 军事需求提出的挑战	1
1.2.2 技术发展提出的挑战	2
1.2.3 系统演进提出的挑战	2
1.3 潜艇指控系统的主要功能与特征	2
1.3.1 潜艇指控系统的作战使命与发展要求	2
1.3.2 潜艇指控系统的总体结构与系统组成	2
1.3.3 潜艇指控系统的使命任务	3
1.3.4 潜艇指控系统的主要功能与性能	4
1.4 潜艇指挥控制过程	6
参考文献	6
第 2 章 潜艇指控系统发展历程	8
2.1 国外潜艇指控系统的发展概述	8
2.2 国外典型潜艇指控系统介绍	9
2.3 国外潜艇指控系统的典型特点	12
2.4 国内潜艇指控系统的发展情况	16
2.4.1 集中式指控系统	16
2.4.2 分开式指控系统	16
2.4.3 分布式指控系统	17
参考文献	17
第 3 章 潜艇信息融合	18
3.1 概述	18
3.1.1 潜艇信息源特性	18
3.1.2 潜艇信息融合体系框架	23
3.2 信息预处理	27
3.2.1 野值处理	27
3.2.2 平滑滤波	29

3.2.3	时间一致处理	30
3.2.4	空间一致处理	31
3.3	多源数据关联融合	33
3.3.1	空间关联融合	33
3.3.2	时间关联融合	38
3.4	态势估计	42
3.4.1	概略态势分析	42
3.4.2	短时态势预测	44
3.4.3	意图分析	46
3.4.4	威胁估计	48
3.5	传感器管理	51
3.5.1	基本原理	51
3.5.2	艇载传感器管理示例	54
3.6	模拟仿真	54
3.6.1	纯方位关联	54
3.6.2	特征辅助关联	55
3.7	小结	56
	参考文献	57
第4章	潜艇目标综合识别	59
4.1	概述	59
4.1.1	目标身份层次分类	61
4.1.2	识别信息源分析	63
4.1.3	目标综合识别实现结构	64
4.2	特征级身份识别	65
4.2.1	水声目标特征提取与分类	65
4.2.2	侦察参数识别	68
4.2.3	目标运动特征识别	69
4.2.4	多特征目标综合识别	70
4.3	决策级目标综合识别技术	71
4.3.1	身份命题转换与信任函数生成	71
4.3.2	传感器可信度估计	71
4.3.3	目标综合识别算法	73
4.4	基于鱼雷回传信息的目标综合识别	77
4.5	作战集群目标识别	79
4.5.1	目标分群	79
4.5.2	编队队形识别	82
4.6	目标综合识别数据库应用	83

4.7	仿真案例	84
4.7.1	水声目标识别仿真	84
4.7.2	证据理论改进方法仿真	85
4.7.3	纯方位目标分群仿真	86
4.8	小结	88
	参考文献	88
第 5 章	目标运动要素解算	91
5.1	概述	91
5.1.1	潜艇隐蔽攻击的概念	91
5.1.2	潜艇隐蔽攻击的发展	92
5.2	水下目标纯方位定位跟踪系统可观测性分析	93
5.2.1	线性系统可观测性的一般结论	93
5.2.2	纯方位定位跟踪系统可观测性分析	94
5.2.3	二要素多方位目标定位跟踪可观测性分析	103
5.2.4	一要素多方位目标定位跟踪可观测性分析	105
5.3	纯方位目标运动要素解算	108
5.3.1	本艇机动优化控制	108
5.3.2	纯方位目标运动要素解算方法	112
5.4	已知部分要素的目标运动要素解算	118
5.4.1	已知一要素条件下的目标运动要素解算	118
5.4.2	已知两要素条件下的目标运动要素解算	121
5.5	方位距离量测条件下的目标运动要素解算	123
5.5.1	二方位二距离目标运动要素解算	123
5.5.2	多方位多距离目标运动要素解算	124
5.6	基于水声信号的目标运动要素解算	124
5.6.1	目标运动要素解算的水声信号需求分析	124
5.6.2	声呐波束域信息运动特征提取	130
5.6.3	基于声呐波束域信息的目标运动要素解算	134
5.6.4	基于声呐阵元信号的目标运动要素解算技术	140
5.7	会聚区目标定位与跟踪	143
5.7.1	会聚区形成机理	144
5.7.2	会聚区参数计算	145
5.7.3	会聚区目标的跟踪	146
5.8	机动目标运动要素解算	148
5.8.1	水声目标机动检测	149
5.8.2	变速变向机动目标运动要素解算方法	163
5.8.3	特殊情况下的机动目标运动要素解算	167

5.9	多平台协同定位	170
5.9.1	多平台协同探测优化控制	170
5.9.2	多平台目标协同定位解算	172
5.10	目标运动要素解算效果在线评估	178
5.10.1	解算精度评估	178
5.10.2	解算稳定性评估	181
5.10.3	解空间及置信度估计	182
5.11	仿真案例	185
5.11.1	不同量测条件下匀速直航目标运动要素解算仿真	185
5.11.2	机动目标运动要素解算仿真	186
5.12	小结	187
	参考文献	187
第6章	鱼雷武器控制	189
6.1	概述	189
6.2	直航鱼雷射击诸元解算	189
6.2.1	直航鱼雷正常提前角的计算	189
6.2.2	直航鱼雷齐射散角及转角的计算	192
6.3	声自导鱼雷诸元解算	195
6.3.1	声自导鱼雷单射有利提前角的计算	195
6.3.2	自导开机时机的相关计算	198
6.3.3	声自导鱼雷齐射射击诸元计算	199
6.4	尾流自导鱼雷诸元解算	202
6.4.1	尾流自导鱼雷单射射击诸元计算	202
6.4.2	入尾流点选取的相关规则	204
6.4.3	尾流自导鱼雷齐射射击诸元计算	205
6.5	线导鱼雷导引参数解算	207
6.5.1	前置点导引法导引参数解算	207
6.5.2	方位导引法导引参数解算	208
6.6	鱼雷打击效果评估	210
6.6.1	射击误差散布分析	211
6.6.2	声自导鱼雷发现概率估计技术	211
6.6.3	尾流自导鱼雷发现概率估计技术	213
6.6.4	线导鱼雷发现概率估计技术	214
6.6.5	毁伤效果估计技术	217
6.7	仿真案例	222
6.7.1	鱼雷发现概率估计技术仿真	222
6.7.2	毁伤效果仿真	224

6.8 小结	224
参考文献	225
第 7 章 潜射巡航导弹武器控制	227
7.1 概述	227
7.2 潜射巡航导弹信息保障技术	227
7.2.1 多弹多目标任务分配技术	228
7.2.2 目标捕获概率计算模型	231
7.2.3 仿真结果及分析	240
7.3 潜射巡航导弹航路规划技术	241
7.3.1 潜射巡航导弹航路规划建模	242
7.3.2 潜射巡航导弹对海/对陆打击航路规划技术	246
7.3.3 仿真结果及分析	255
7.4 潜射巡航导弹打击效果评估技术	257
7.4.1 针对机场和机库的打击效果自动评估	257
7.4.2 针对桥梁的打击效果自动评估	261
7.4.3 针对楼房建筑物的打击效果自动评估	265
7.4.4 仿真结果及分析	274
7.5 小结	277
参考文献	278
第 8 章 潜艇综合防御	281
8.1 概述	281
8.2 潜艇威胁目标信息综合处理	283
8.2.1 反潜平台威胁预警	283
8.2.2 来袭鱼雷综合识别与定位	283
8.2.3 潜艇对空信息综合处理	284
8.3 潜艇软硬防御武器综合控制	286
8.3.1 潜艇软硬防御武器的作战使用	286
8.3.2 综合防御来袭鱼雷	287
8.3.3 综合防御反潜平台	293
8.4 综合防御效果评估	295
8.5 小结	297
参考文献	297
第 9 章 远程水中兵器指挥控制	299
9.1 概述	299
9.2 远程水中兵器作战使命任务分析	299
9.2.1 情报侦察及监视	299

9.2.2	反水雷	300
9.2.3	反潜	301
9.2.4	时敏打击	302
9.2.5	信息战	303
9.2.6	其他使命任务	304
9.3	任务规划技术	304
9.3.1	打击目标选择	304
9.3.2	打击时间和海域选择	305
9.3.3	打击方案流程	306
9.4	远程水中兵器航路规划	306
9.4.1	基于图形的航路规划方法	307
9.4.2	基于栅格建模的航路规划方法	307
9.4.3	基于仿生学的智能航路规划方法	308
9.5	基于多平台探测的信息综合处理技术	308
9.5.1	水雷目标识别信息综合处理	309
9.5.2	运动目标量测信息综合处理	310
9.6	远程水中兵器布放回收控制技术	310
9.7	小结	311
	参考文献	311
第 10 章	潜地弹道导弹弹道与诸元计算	313
10.1	概述	313
10.2	弹道导弹的飞行弹道	313
10.2.1	弹道特性及飞行条件	314
10.2.2	常用坐标系	316
10.2.3	弹道运动微分方程	318
10.3	地球物理因素对弹道的影响分析	324
10.3.1	落点经度和纬度的计算	324
10.3.2	射程偏差和横向偏差的计算	325
10.3.3	自转因素对被动段弹道的影响分析	326
10.3.4	科氏加速度及牵连加速度引起射程增加或减小的机理分析	329
10.3.5	扁率因素对被动段弹道的影响分析	332
10.3.6	再入气动阻力因素对再入段弹道的影响分析	336
10.4	弹道计算	337
10.4.1	弹道数值积分	338
10.4.2	主动段弹道快速计算	339
10.4.3	自由段弹道解析计算	342
10.4.4	再入段弹道解析计算	345

10.4.5 全弹道落点参数计算	352
10.5 诸元计算	359
10.5.1 诸元计算方案	359
10.5.2 诸元计算的特点	360
10.5.3 诸元计算的基本内容	361
10.5.4 发射方位角初值的精确计算	362
10.5.5 飞程序选择	369
10.6 小结	370
参考文献	370
第 11 章 潜艇指控系统关键技术发展趋势	372
11.1 潜艇信息融合技术发展趋势	372
11.2 潜艇指控目标综合识别技术的发展趋势	373
11.3 潜艇目标运动要素解算技术发展趋势	374
11.4 潜艇武器控制技术发展趋势	374
11.5 潜艇综合防御技术的发展趋势	375
11.6 远程智能水中兵器指挥控制发展趋势	376
参考文献	378
附录	380

潜艇指控系统概述

1.1 潜艇指控系统的基本概念

指挥控制系统是保障指挥员对作战人员和武器系统实施指挥和控制的信息系统，是作战过程中满足指挥控制需要的设备、软件和人员的综合体，是指挥系统的核心。指挥控制系统简称指控系统，也称为 C2（Command control）系统^[1]。

潜艇指挥控制系统是作战系统的情报、指挥和控制中心，其总体战术技术性能是影响潜艇作战效能的重要因素之一。

指挥是指以知识、情报为基础做出指挥决策以及为达到指挥决策目标而对下属（包括人员、设备）行使的职能管理行为。控制是指为达到指挥目标而令下属执行命令，以及在下属执行过程中对其进行的检验和校正过程。

在现代作战条件下，为达到一定的指挥目标，必须有相应的设备或系统相辅助，以便及时、准确地向指挥员提供与指挥目标有关的情报及其处理结果，进而做出指挥决策并对下属实施指挥，同时为达到指挥目标又必须对下属实施有效控制。指挥和控制的实现都离不开双向通信，没有双向通信手段既不可能将指挥员的作战命令传送到下属，也不可能将下属执行情况反馈到指挥员。

鉴于知识、情报是指挥控制的基础，通信是指挥控制的手段，因此，指控系统概念外延到情报、通信范畴，出现了扩展的指挥控制系统，如“情报、指挥、控制系统”，也称 C²I（Command control information）系统；“情报、指挥、控制及通信系统”，也称 C³I（Command control communication information）系统等。但扩展的指控系统全部功能的核心仍是“指挥控制”，采用其他技术和手段都是为增强指挥控制功能服务^[2-5]。

1.2 潜艇指控系统的发展动因

1.2.1 军事需求提出的挑战

现代先进潜艇作战系统均以指控系统为核心，早期潜艇指控系统以火控系统形式存在，一般只利用单一传感器、跟踪单一目标、控制单一武器对目标实施攻击；近期指控系统已

经发展为可以利用多传感器、解算多批目标、控制多种武器同时对多批目标实施攻击或防御。其主要功能也由单纯的目标运动要素的解算和武器发射诸元的计算扩展到多目标战术环境分析、辅助指挥员完成全过程作战指挥决策、解算攻击目标运动要素、控制软硬武器的发射以及武器发射后的导引、指挥控制水下无人作战平台完成相关作战任务、辅助艇员模拟训练等。随着潜射巡航导弹技术日趋成熟,潜艇打击范围将远远超出自身的探测范围,因此,指控系统与通信系统建立接口联系,实现直接利用来自通信系统的目标指示信息、情报信息和指挥信息进行作战和防御也显得越来越重要^[6-8]。

1.2.2 技术发展提出的挑战

随着潜艇传感器、武器、计算机以及通信技术的不断进步,势必对新一代潜艇指控系统进行深入研究,以解决由于潜艇传感器的数量和信息种类的增加、处理目标批数的增加、武器性能的改进、攻防决策实时性要求提高等带来的对指控系统的一系列新要求。计算机技术的飞速发展为潜艇指控系统数据处理能力的提高奠定了硬件基础,但如果没有科学的结构体系,没有优化的理论模型以及实时的数据处理工程算法的支持,潜艇指控系统硬件不足以支撑复杂多目标环境条件下对数据处理功能的需求^[9-12]。

1.2.3 系统演进提出的挑战

现代先进潜艇作战必须利用指控系统的战术情报信息综合处理、作战辅助指挥决策、目标运动要素解算和武器发射控制及导引等主要功能。伴随潜艇指控系统的功能、性能、软硬件平台、模型机理、战术和技术应用需求的提升,研究新型潜艇指控系统体系结构,使之能适应先进潜艇的传感器系统、导航系统、通信系统、武器系统及其发射导引控制等技术的发展,拓宽指控系统的任务使命,提高其可靠性、生命力和技术水平,对提高新型潜艇的作战能力十分必要^[13,14]。

1.3 潜艇指控系统的主要功能与特征

1.3.1 潜艇指控系统的作战使命与发展要求

潜艇指控系统的作战使命是使指挥员最有效、最迅速地行使作战职能,合理地运用武器装备,迅速准确地打击敌人。潜艇指控系统的发展要求为不断完善系统功能、性能,提高系统适用性,满足潜艇兵力作战需求。

1.3.2 潜艇指控系统的总体结构与系统组成

1. 总体结构

舰艇指挥包括集中指挥、分级指挥两种方式,控制包括集中控制、综合控制和分散控制三种方式。一般地,国内外潜艇作战指挥采用“集中指挥、综合控制、两化管理”模式,

“集中指挥”是指潜艇作战指挥权高度集中于潜艇艇长；“综合控制”是指潜艇各类传感器和武器系统均由指挥部战位、台位进行综合控制；“两级管理”是指潜艇作战过程由艇指挥所和战位两级进行管理。

潜艇指控系统的总体结构已经历分散式、集中式、分开式和分布式四种配置形式的阶段。由于数据总线技术的发展，含地理位置、功能和控制分布的系统正在迅速发展（个人认为：潜艇指控系统体系结构总体上属于集中式，在具体实现方式上，采用过分散、集中、分开集中等方式，近些年，国内外均推行装备集成优化，集中式成为指控系统技术发展的主流）。

2. 系统组成

根据使命任务及作战能力要求不同，潜艇指控系统通常由多功能显控台、武器本地控制设备、数据库服务器等组成，其结构如图 1-1 所示。潜艇指控系统通过对相关台位功能进行合理配置，形成一个有机整体，各台位密切配合共同完成作战指挥控制任务。

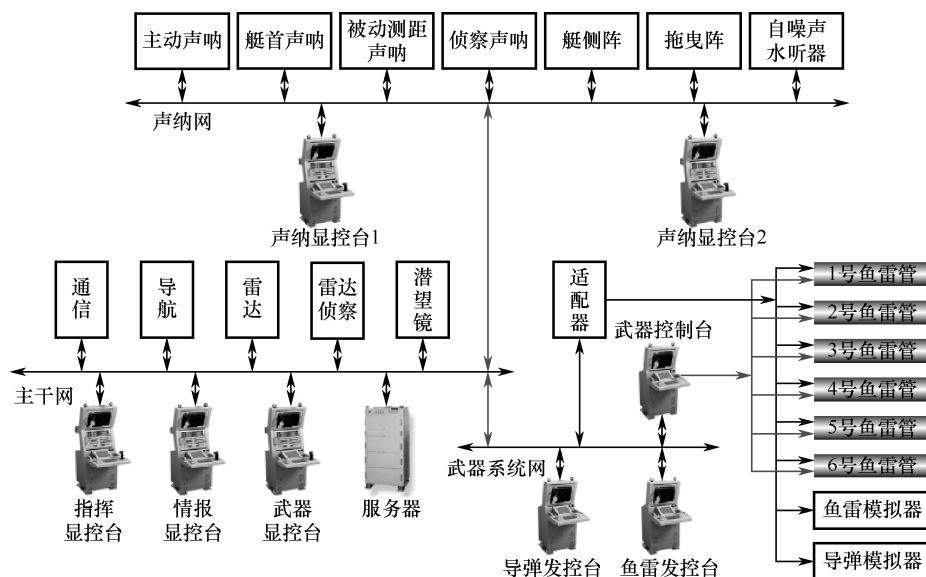


图 1-1 典型潜艇指控系统组成结构

1.3.3 潜艇指控系统的使命任务

潜艇指控系统整体作用与作战能力包括^[15]：

- (1) 综合处理本艇传感器信息和外部战术信息，生成综合战场态势；
- (2) 辅助指挥员完成全过程作战指挥决策；
- (3) 解算攻击目标运动要素；
- (4) 组织武器通道，计算武器射击诸元，控制软硬武器的发射以及武器发射后的导引；
- (5) 指挥控制水下无人作战平台完成相关作战任务；
- (6) 辅助艇员进行模拟训练。

1.3.4 潜艇指控系统的主要功能与性能

1. 主要功能

为了完成作战使命需要，潜艇指控系统需具备以下主要功能：

(1) 信息接收与发送功能。

接收本艇导航系统或设备提供的本艇位置、运动参数等信息；接收本艇声呐、雷达、潜望镜等系统或设备获得的目标位置和特征信息；接收通信系统传送的外部战术数据；在特定条件下通过通信系统向外部平台发送本艇和目标信息。

(2) 信息处理和融合功能。

对来自本艇声呐、雷达、潜望镜等传感器信息进行综合处理；对来自潜艇外部的战术数据进行综合处理；对本艇和外部信息进行融合处理，形成统一编号的系统目标信息表，获得作战综合态势。

(3) 辅助指挥决策功能。

完成对本艇活动海区的水声环境分析；对目标的威胁程度和可攻性进行判断，并进行攻防决策；提供攻击或防御行动的优化方案；进行各种战术机动参数的计算等。

(4) 敌我态势及参数显示。

显示敌我态势图、目标的时间方位曲线图、武器攻击阵位图、鱼雷攻击等概率阵位图以及对线导鱼雷的导引控制图等；显示各类战术数据及有关传感器和武器的工作状态。

(5) 目标运动要素解算功能。

配备目标运动要素解算算法和人机交互界面，对攻击目标运动要素进行自动解算或人工修正解算。

(6) 武器射击诸元计算。

完成武器射击诸元的计算。计算水声对抗器材发射参数，推荐本艇规避机动航向、速度、潜深等。

(7) 武器通道组织和武器射前检测。

对确定的攻击目标和决定使用的武器及发射装置建立通道，完成鱼雷、导弹武器的射前检测。

(8) 武器发射控制。

按武器发射流程要求，完成武器发射控制。

(9) 武器导引。

线导鱼雷发射后，根据声呐提供的目标方位以及线导鱼雷反馈的位置和航向，计算导引指令，控制鱼雷导向目标。

国外有少数潜射导弹也需要发射后导引。

(10) 数据库服务功能。

完成数据库系统管理与维护，为作战系统提供数据库服务功能。

(11) 模拟训练功能。

与传感器模拟器、导航参数模拟器和武器模拟器协同工作，可完成对武器作战过程的模拟，满足部队训练及作战系统调试检查等应用需求。

(12) 记录、重显功能。

记录实战或训练过程中的有关命令及数据，并能重显，供事后分析、评估使用。

(13) 检查、诊断功能。

具备对主要设备的自检和故障诊断功能。

2. 主要性能指标

性能指标是潜艇指控系统能力强弱的直接体现，充分反映其作战使命任务、装艇等环节的具体要求。指控系统性能指标是系统综合论证的主要内容之一，也是产品订货、设计和制造以及试验验收的主要依据，主要包括以下几个方面：

(1) 处理目标能力。

这是一个反映系统信息处理能力的重要指标，它与传感器配置的数量、类型、性能直接相关。在技术上由采用的计算机性能及适用的工程化算法来保证，能实时处理主要包括各种传感器探测目标批数、目标运动分析批数、以及通信系统送来的外部目标批数等指标项目。

(2) 目标运动要素解算批数。

即同时解算目标运动参数的目标批数。

(3) 系统的精度。

系统的精度主要指目标要素和武器射击诸元的精度，该项指标直接决定着武器的预期使用效果。它既取决于传感器提供的目标量测数据的误差大小、数据率，也取决于指控设备采用的算法模型的性能。该指标也与系统的反应时间相关，特别是在潜艇仅能获取纯方位目标信息时。

当潜艇发射直航鱼雷、自导鱼雷攻击目标时，对目标要素和射击诸元精度有较大的依赖性。而在潜艇使用线导鱼雷和反舰导弹攻击目标时，对目标要素和射击诸元精度的要求相对较为宽松。

(4) 系统反应时间。

在对本艇传感器探测到的目标进行攻击时，指控系统反应时间是指指控系统从接收到本艇传感器连续稳定跟踪目标数据到计算出满足精度要求的目标运动要素或武器射击诸元所需的时间。其中，精度要求是为了保证武器达到预定的使用效果，对于直航鱼雷，指一定的命中概率；对于制导武器，指一定的发现（捕获）概率。通常，指控系统的反应时间主要指解算目标运动要素的时间。

(5) 武器控制能力。

包括控制发射武器的种类和数量、可同时控制的鱼雷和导弹攻击目标批数等指标项目。

(6) 系统可靠性、维修性和可用性。

潜艇指控系统是一种典型的可修复系统，系统的可靠性常用系统平均无故障工作时间（MTBF）表示，系统的维修性常用平均故障修复时间（MTTR）表示。

(7) 系统的环境适应性。

该项指标表征系统对潜艇的温度、湿度、振动、冲击、摇摆、盐雾、霉菌等及电磁环境的适应能力，通常分别根据相关国军标要求规定^[1]。

1.4 潜艇指挥控制过程

综合指挥和火力控制的典型过程为：接收相关信息，完成情报综合处理，获得统一战术态势；进行水声环境分析，辅助指挥员完成攻防决策，明确攻防方案等；完成目标运动要素解算，并协同各武器发控仪（台）等设备完成鱼雷攻击、导弹攻击、水雷布放及综合防御等作战过程。

（1）情报综合处理。

潜艇指控系统接收本艇探测的目标信息，进行分类、相关、融合、编批、目标运动分析、航迹管理、鱼雷报警等处理，完成本艇信息的综合，并对异常情况进行监视，必要时艇指挥员可以通过指控系统组织雷达等传感器对目标进行测量。

指控系统接收到外部目标信息后，实时对外部目标信息进行误码处理，时空一致处理，融合、编批、航迹外推、航迹管理、航迹优化等处理；指控系统接收并处理外部指挥命令。

进行本艇和外部信息融合，并对目标统一编批，建立统一的战术态势，提供综合态势图形和数据显示。

（2）指挥决策。

在作战过程中，综合战场态势、水声环境、武器装载情况进行辅助指挥决策，适时提供辅助指挥决策结果。

（3）导弹攻击。

指控系统进行导弹攻击决策，通过解算或其他手段确定目标要素，并将目标要素发送给导弹武器系统，控制导弹武器系统完成待发射导弹的准备、预备、发射等作战过程。

（4）鱼雷攻击。

指控系统进行鱼雷攻击决策，控制鱼雷武器系统进行鱼雷攻击准备；人工或自动进行通道组织，同时对攻击目标进行要素解算；解算鱼雷射击诸元，控制管装鱼雷准备、预备，并完成鱼雷发射参数设定；控制鱼雷发射，如果发射的鱼雷为线导鱼雷，则对其进行导引控制。

（5）水雷布放。

根据预定或计算的布雷方案，进行通道组织，确定布雷顺序；控制本艇到布雷就位点，并在到达就位点时，执行布雷程序；控制鱼雷武器系统完成待发射水雷的准备、预备、发射等过程。

（6）综合防御。

艇指挥员根据辅助指挥决策的结果，确定是否需要防御，如果需要，则控制水声对抗系统准备，同时指控系统进行水声对抗方案计算；根据水声对抗方案计算结果，如果需要使用防御器材，则进行水声对抗通道组织；控制完成待发射管装器材的准备、预备、发射等过程。

参考文献

- [1] 董志荣. 舰艇指控系统的理论基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [2] 戴自立. 现代舰艇作战系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.

- [3] 赵正业. 潜艇火控原理[M]. 青岛: 国防工业出版社, 2003.
- [4] 中国人民解放军军语编写组. 中国人民解放军军语[M]. 北京: 军事科学出版社, 2011.
- [5] 中国人民解放军军语编写组. 舰艇及其装备术语[M]. 北京: 军事科学出版社, 2011.
- [6] 赵正业. 潜艇火控系统基础与原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996.
- [7] 赵祖铭. 21 世纪潜艇指挥控制的设计[J]. 指挥控制与仿真, 2008.7.
- [8] 赵祖铭. 潜艇指控系统技术及发展分析[J]. 指挥控制与仿真, 2007.4.
- [9] 赵莲芳. 新型攻击型潜艇 C³I 系统体系结构分析[J]. 指挥控制与仿真, 2001(1).
- [10] 赵祖铭. 21 世纪潜艇指挥控制的设计[J]. 指挥控制与仿真, 2008.7.
- [11] 野学范, 史伟, 孙晓磊, 李诤娜. 信息化条件下潜艇通信需求及对策[J]. 四川兵工学报, 2011(32).
- [12] 尹岳昆. 网络中心战对潜艇指挥自动化系统的挑战[J]. 兵工自动化, 2008(27), 3: 58-59.
- [13] 杜毅, 孟范栋, 李建辉. 信息化条件下潜艇作战的关键技术与作战原则[J]. 四川兵工学报, 2009(30): 124.
- [14] 马勇, 宋裕龙. 信息化海战中潜艇作战面临的主要问题及对策[J]. 中国科技信息, 2010.
- [15] 潘冠华. 舰艇综合指挥与火力控制系统原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010.
- [16] 马志民. 信息化海战场对潜艇作战行动的影响[J]. 舰船论证参考, 2010.
- [17] 朱汉雨, 过武宏, 袁彩锦. 潜艇外浮式延迟武器发射装置设想[J]. 舰船论证参考, 2011.

潜艇指控系统发展历程

2.1 国外潜艇指控系统的发展概述

19 世纪末，“霍兰”号潜艇的诞生标志着现代潜艇终于登上了历史舞台。但直到第一次世界大战，潜艇取得了骄人的战绩，人类才对潜艇的威力有了直观的认识。第一次世界大战期间，潜艇没有装备严格意义上的指控或火控系统，潜艇作战的局限性很大，命中概率也不高，其作战主要依靠主动声呐探测目标，在射击前艇长通常借助潜望镜或目视方式获得目标方位和距离，凭借经验或图标法估计目标的速度和航向，推算目标的将来位置，使用作用距离很近的直航鱼雷攻击目标。

20 世纪 20 年代末期，美国发明了一种鱼雷数据计算装置，可以完成定位和角度计算，潜艇具备了初步的火控功能，迈出了潜艇指控系统（火控系统）发展的重要一步。直到 21 世纪的今天，潜艇指控系统的发展大致可以分为四代：

第一代：20 世纪 60 年代初以前，以单一的火控功能控制单一的武器，这一代的指控系统核心是鱼雷火控系统，主要由潜望镜、声呐、雷达和鱼雷火控设备（也称潜艇鱼雷指挥仪）组成，通常只能探测和跟踪一个目标，用直航鱼雷或单平面声自导鱼雷攻击水面舰船。第一代鱼雷火控系统又包括三个发展阶段，即，机械式、机电式和数字式。

第二代：20 世纪 50 年代末至 70 年代，以情报与火控功能综合一体的潜艇集中式作战情报与火控系统为代表，以它为核心，与探测、导航、通信和武器等分系统组成联邦。这种联邦体属第二代潜艇指控系统的典型。这时的指控系统可以控制多种武器，对付多个目标。

第三代：20 世纪 70 年代末至 90 年代初，从 20 世纪 80 年代起，潜艇上开始装备指控系统。它具有相对独立和较完善的情报综合处理、辅助指挥决策、武器综合控制等功能，在功能上完全涵盖并大大拓展了传统意义上的潜艇火控设备。采用了数字计算机，分布式结构，电子设备开始向模块化方向发展。典型的系统有美国的 CCS MK1/MK2、英国的 DCB/DCC/DCG、德国的 ISUS83、俄罗斯的 MBY-1103 等。这些系统均已具备潜艇 C2 系统的主要特征并与当时潜艇的作战任务以及装备的传感器和武器相适应。

第四代：20 世纪 80 年代末至今，国外发达国家的海军加快了潜艇指控系统更新换代的步伐。随着潜艇新的作战需求及潜艇传感器、武器、计算机、通信技术的不断进步，潜

艇指控系统在功能和性能上有了巨大的发展。潜艇全分布式指控系统。以美国的 NSSNC³I、德国的 ISUS90、俄罗斯的 ЛИТИЙ-Э 为代表的典型系统，已在不同程度上具备了潜艇 C³I 系统的基本特征。尽管这些系统由于各国海军不同习惯而有不同的名称（如在美国，称之为潜艇 C³I 系统，在英国、瑞典称之为潜艇作战管理系统，也有不少国家沿用潜艇指控系统的称谓），但就技术内涵而言，已发展成为 C³I 系统^{[1][6][8]}。

2.2 国外典型潜艇指控系统介绍

自 20 世纪 90 年代中期起，国外海军发展了多种先进的潜艇指控系统，其中以美国“弗吉尼亚”级攻击核潜艇指控系统、英国“机敏”级核潜艇指控系统、法国“鲐鱼”级常规潜艇指控系统、德国“212A”级常规潜艇指控系统、俄罗斯“阿穆尔”级常规潜艇指控系统等最为典型，具有较高的设计水平。

（1）美国“弗吉尼亚”级核潜艇指控系统。

“弗吉尼亚”级核潜艇是美国为适应 21 世纪作战需要研制的新一代核动力攻击潜艇，其 C³I 系统集“洛杉矶”级、“海狼”级和“俄亥俄”级等核动力潜艇的先进技术于一身，是世界上综合程度最高的一型潜艇 C³I 系统。它几乎综合了潜艇上的所有电子设备，构成了一个通过光纤局域网连接的全分布式处理系统。

“弗吉尼亚”级核潜艇 C³I 系统综合了 4 类共 23 个子系统。4 类主要指战术系统、非战术数据处理系统、“系统结构”子系统（提供网络硬件、服务和管理）和支持系统（如艇上训练等）；23 个子系统包含导航、战术支援、战术水声通信、声呐、作战控制、图像、电子战、区域战、水声情报、艇上训练、激光 ID 告警、舰船监视、外部通信、敌我识别、舰船控制、数据锯链、拖曳阵列处理、非战术数据处理、特种部队、导航。

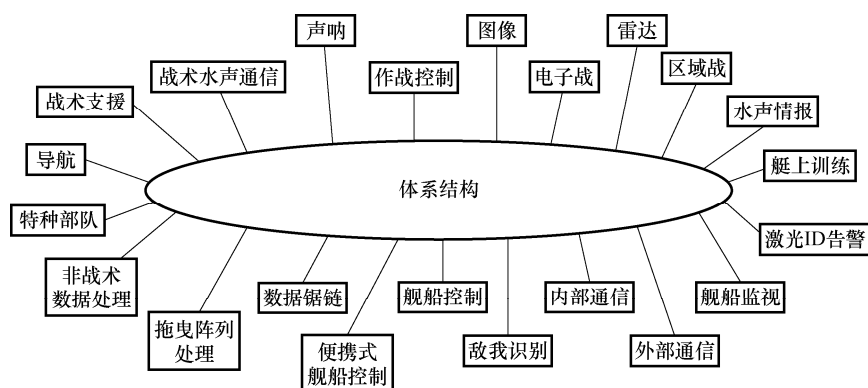


图 2-1 “弗吉尼亚”级核潜艇 C³I 系统组成

指控系统作为 C³I 系统的两个核心子系统之一，其使命任务是：综合处理各种传感器信息，完成信息融合、综合识别、定位；解算武器射击诸元；控制武器准备与发射，完成武器发射后的相关操作；本艇受到威胁时，履行综合防御任务；支持模拟训练。

（2）英国“机敏”级潜艇指控系统（ACMS）。

ACMS 指控系统（即作战管理系统）由阿莱尼亚—马可尼系统（AMS）公司开发，是目前英国海军最先进的潜艇指挥控制系统。该系统综合了指挥和控制系统、指挥支持系统、指挥工作台等功能，ACMS 系统从声呐和其他传感器获取信息，经先进的算法和数据处理为指挥员显示实时图像，综合控制各种武器实时攻防作战任务。

ACMS 系统采用了开放式体系结构及美国弗吉尼亚潜艇指控系统技术成果，采用 100 M 双冗余以太网和客户服务器体系结构，其系统体系如图 2-2 所示。目前，该系统已装备英国海军的“机敏”级新型攻击型核潜艇。

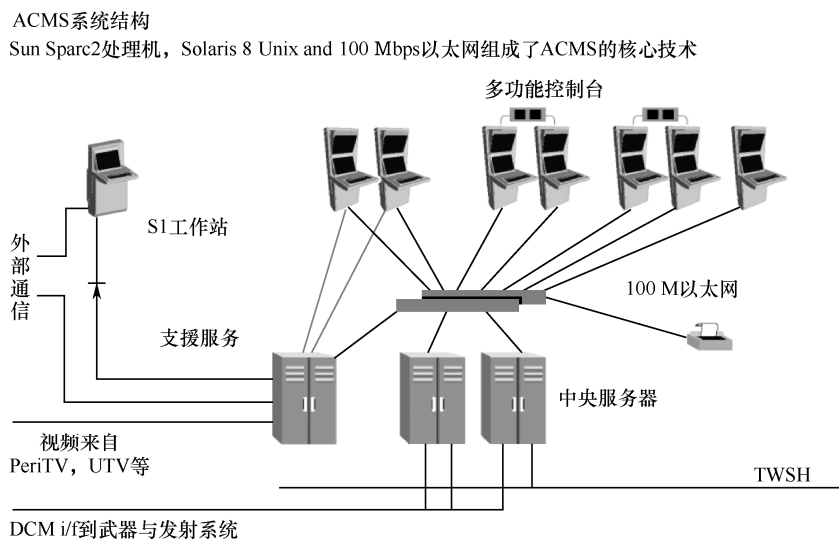


图 2-2 英国潜艇“ACMS”系统体系结构

（3）法国“鲉鱼”级常规潜艇指控系统。

“鲉鱼”级潜艇指控系统由 UDS 公司研制，作为潜艇战术集成作战系统的核心，主要由多功能显控台、综合处理机柜、本地发射监视设备、鱼雷和导弹接口设备、发射管控制机柜、方位时间记录仪、视频分配设备等组成，系统体系如图 2-3 所示。其使命任务是：综合利用传感器（声呐、雷达、ESM、潜望镜及光电桅杆）提供的数据信息，完成作战指挥和决策，控制鱼雷和导弹进行反舰与反潜作战。

（4）德国 U212A 级常规潜艇指控系统。

MSI-90U 指控系统由挪威 KONGSBERG 公司研制，由 4 台显控台、1 个电子机柜（含三套处理计算机）、1 个鱼雷接口控制机柜组成，系统体系如图 2-4 所示。其使命任务是：传感器信息处理与管理（包括传感器管理、信息融合、目标运动分析、目标综合识别）、作战指挥决策（包括态势分析及威胁评估、交战分析、战术决策）和武器综合控制（包括武器参数计算、武器发射准备、武器发射控制等）。另外，该系统同样采用开放式系统设计思想，采用接口标准和商用主流技术，使得 MSI-90U 系统更能够适应技术发展变化。

俄罗斯的控制理论，将情报处理、作战决策、武器控制、本艇操艇控制以及动力系统控制等功能进行了综合，系统体系如图 2-5 所示。其使命是：收集本艇和外部信息，求解目标运动要素；使用导弹和鱼雷进行反舰和反潜攻击；使用水声对抗器材等进行综合防御；控制潜艇的操纵，保证航行安全。特别引人注目的是该系统在计算机技术相对落后的条件下，整体作战能力依然很强，系统总体、机理以及精度分配等技术值得研究和借鉴。

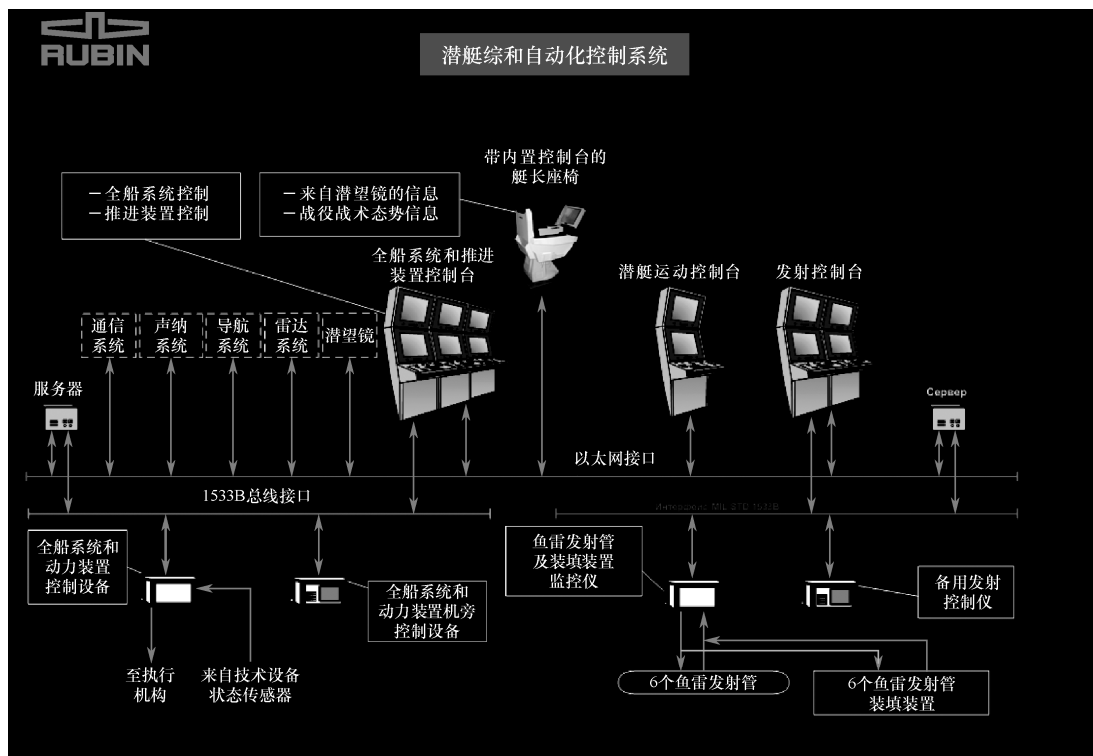


图 2-5 “阿穆尔”级潜艇指控系统结构

2.3 国外潜艇指控系统的典型特点

综合分析，以上各系统的功能、组成、体系结构等技术特征及发展趋势具有以下特点^[4]：

(1) 综合处理和利用各种新型水声及非声传感器数据，态势生成能力强。

美国潜艇指控系统信息处理技术历经数据处理、数据管理、信息处理、信息管理四个发展阶段，实现了从数据级到信息级（包括传感器信号、技侦等其他信息）的跨越，发展历程如图 2-6 所示，其中各阶段信息处理特点如表 2-1 所示。“弗吉尼亚”级核潜艇基于高速网络实现了传感器原始信息共享，AN/BYG-1 指控系统具备综合处理利用声呐信号级信息的能力，信息综合处理及态势生成能力强。

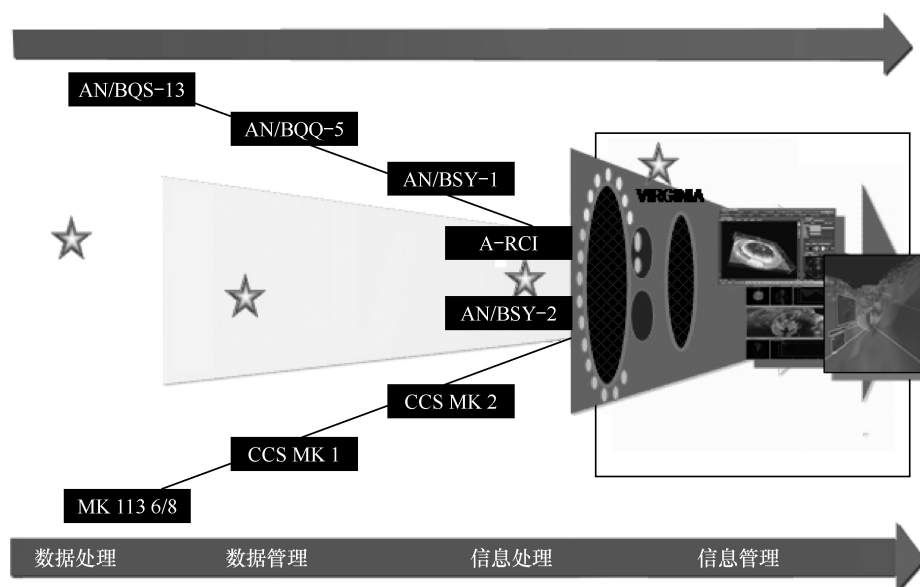


图 2-6 美国潜艇指控信息处理发展历程

表 2-1 美国潜艇信息处理特点

阶段	通信方式	处 理 信 息	处 理 特 点	典型代表
数据处理	点对点通信	传感器数据级信息（方位、距离等）	<ul style="list-style-type: none"> 基于方位的目标运动要素解算 人工绘图方式 	“鲟鱼”级 MK113 6/8
数据管理	点对点通信	传感器数据级信息（方位、距离等）	<ul style="list-style-type: none"> 多种目标运动分析方法协同使用 自动绘图解算 传感器参数控制 	“洛杉矶”级 CCS MK1
信息处理	网络	传感器数据级信息 传感器信号级信息 外部信息	<ul style="list-style-type: none"> 传感器探测的原始信息综合处理 外部信息融合处理 	“海狼”级 CCS MK2
信息管理	高带宽网络	传感器数据级信息 传感器信号级信息 外部信息	<ul style="list-style-type: none"> 系统自动负荷管理 艇外无人作战平台信息处理 协同作战，战术态势共享 传感器管理，包括对声呐波束形成方法、指向性等进行控制 	“弗吉尼亚”级

(2) 支持对海、对陆远程精确打击，武器综合控制能力强。

AN/BYG-1 系统具备控制 12 管垂直发射“战斧”巡航导弹，实施对海/对陆远程精确打击的能力，巡航导弹发射控制操作均在指控 4 显控台上完成。系统还综合了各型鱼雷的发射控制，武器控制自动化程度高、能力强，充分体现了“集中指挥、综合控制”的作战思想。

(3) 支持网络中心战，协同作战能力强。

AN/BYG-1 系统通过数据链、卫通、水声通信等通信手段，实现与上一级指挥系统和协同兵力的信息链接，具备与联合海上指挥情报系统（JMCIS）完全兼容的能力，可充分

融入美国海军全球信息栅格体系，保证潜艇能与其他平台共享实时信息，实现与其他舰艇、潜艇、飞机和地面部队等多兵种联合作战。

另外，水下无人作战平台（UUV）的装备和应用对潜艇而言既可用作侦察和探测，也具有一定的攻击能力，扩大了潜艇作战感知范围及综合作战能力，可提高潜艇在完成作战任务中的生存概率，国外新一代潜艇指控系统普遍考虑了对 UUV 的指挥引导，并充分利用其获取及回传的信息，如图 2-7 所示。

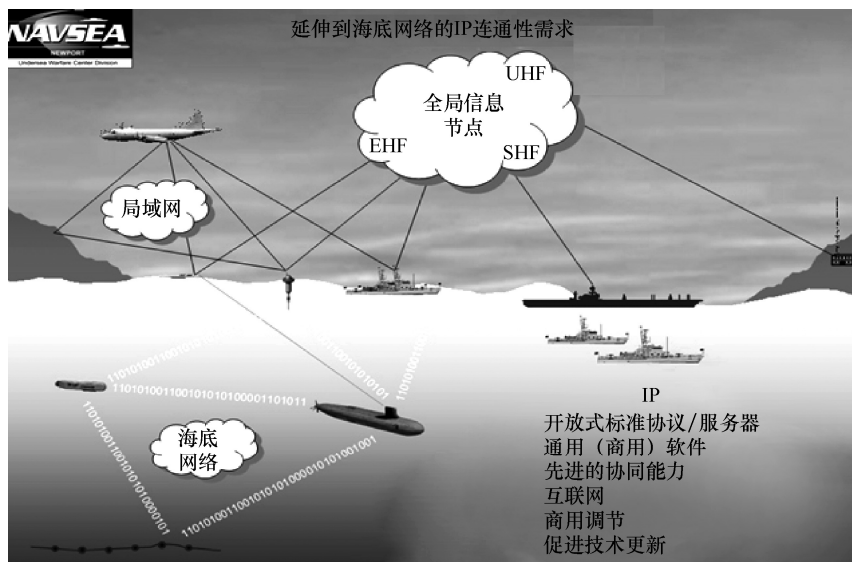


图 2-7 美国水下协同作战模式

（4）采用开放式体系结构，系统升级扩展能力强。

国外潜艇指控系统大多都根据作战需求加强了顶层设计，不断改进系统体系结构，逐步向开放式体系结构演进，如美国“洛杉矶”→“海狼”→“弗吉尼亚”级潜艇系统体系结构的演化过程如图 2-8 所示。

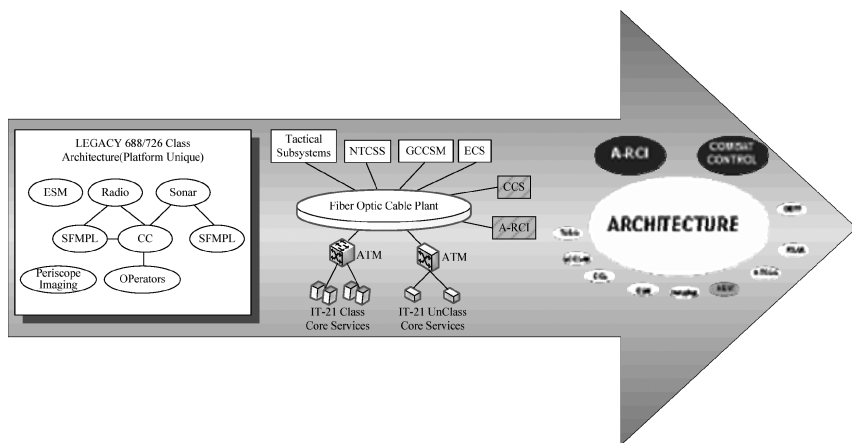


图 2-8 美国潜艇指控系统体系结构演变过程

另外，国外先进潜艇指控系统注重应用软件环境的通用化设计，通过采用中间件技术，建立了通用操作环境，实现了应用软件不再依赖专用硬件运行，促进软件标准化水平不断提高。“弗吉尼亚”级潜艇指控系统基于层次化的软件体系结构如图 2-9 所示，通过标准的数据交换和功能互操作机制，具备与共享数据环境和互操作环境的互操作能力，支持指控系统与其他系统的互操作。

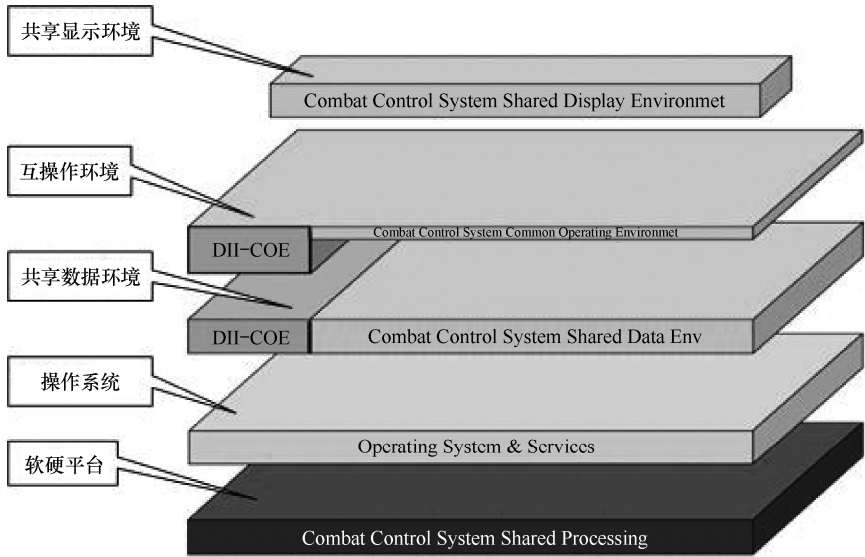


图 2-9 弗吉尼亚级潜艇指控系统通用操作环境

同时，国外先进潜艇指控系统还注重硬件平台的通用化、集成化设计，如“鲉鱼”级潜艇配置的 6 台多功能显控台，可实现对声呐、雷达、电子侦察、指控（情报处理、战术指挥、武器控制等）的显控功能。各台位功能可根据作战任务、系统状态灵活进行定义，从而实现了系统显控资源的共用，其各种状态下的显控台配置如表 2-2 所示。

表 2-2 不同状态下的“鲉鱼”级潜艇显控台配置示例

状 态	显控台 1	显控台 2	显控台 3	显控台 4	显控台 5	显控台 6
水面	电子侦察	情报处理	雷达显控	通信侦察		
潜望深度	电子侦察	雷达显控	战术指挥	搜索潜望镜	通信侦察	
水下监视	声呐显控	声呐显控	情报处理	战术指挥	声呐显控	
水下攻击	声呐显控	武器控制 （鱼攻）	情报处理	战术指挥	武器控制 （导攻）	声呐显控

（5）作战指挥手段先进，人机交互界面友好。

“弗吉尼亚”级核潜艇指控系统配置了一个水平安装的艇长指挥屏（桌）、两个垂直安装的综合显示单屏，可为指挥员提供重要作战指挥信息显示及交互式指挥手段，为协同作战、巡航导弹远程打击提供全面、直观的信息图形化显示支持，方便了指挥员的作战指挥，如图 2-10 所示。此外，系统设计时还注重采用图示化人机界面显示风格，提供友好的人机界面，方便部队操作使用。



图 2-10 弗吉尼亚指控中心

2.4 国内潜艇指控系统的发展情况

我国海军潜艇指控系统是在早期的潜艇鱼雷射击指挥仪的基础上发展起来的。早期的潜艇鱼雷指挥仪，功能和性能有限，通常只能控制鱼雷武器，攻击一个目标；随着潜艇传感器、潜艇武器的不断发展和更新，经历了机电模拟到数字、专用机到通用加固微机、专用显控台到标准显控台、单一武器控制到综合武器控制、火控到指控的转变，在功能、性能、技术上不断完善。

按照功能特征，潜用指控系统大致可以划分为三代。第一代潜用指控系统首次实现了情报处理、辅助指挥和武器控制的综合，能处理多批目标，精确解算多批目标运动要素和鱼雷射击诸元，控制发射鱼雷、反舰导弹、水声对抗器和布放水雷并能对线导鱼雷实施导引；第二代潜用指控系统采用标准显控台、加固型计算机、数据总线、软件统一设计等措施，进一步提升了系统的技术水平和能力；第三代潜用指控系统着重提高信息化水平，包括平台信息化水平和信息化作战水平。

按照系统组成及体系结构特征，潜用指控系统可分为集中式、分开式、分布式三种。

2.4.1 集中式指控系统

集中式指控系统是将作战指挥与火力控制两大主要功能集中由一台或一组计算机来完成功能集中处理的作战指挥与火力控制系统。

该类型的指挥仪机电式和数字式均有，基本上没有辅助指挥决策的功能，可靠性也较差。

2.4.2 分开式指控系统

分开式指控系统是将作战指挥与火力控制两大主要功能分开，分别由单独的计算机（组）完成这两大主要功能，而在两计算机（组）之间建立数据与通信联系。

该类型指控系统具有情报综合处理、辅助战术指挥决策和对潜载鱼雷、反舰导弹、水声对抗器材和水雷的综合控制等功能。指挥与火力控制分别由指控设备和发控仪完成,某些功能体现了分布式设计的特点。

2.4.3 分布式指控系统

分布式指控系统取消了传统意义上的中央计算机(组),而将众多的小型机或微机分布在作战系统的情报处理子系统、作战指挥子系统、火力控制子系统以及侦察探测传感器子系统、导航传感器子系统、通信子系统、数据链、各种类型武器与其发射装置等处完成相应的功能,并通过标准接口挂在作战系统数据总线或局部网络上,使分布于各处的本地资源变成了全作战系统的共享资源。

该类型指控系统首次使用了作战系统网络 and 标准显控台,采用标准化设计,硬件配置完全一致;软件采用统一设计,核心模块单独维护、独立升级。有一定的系统重组能力,可靠性指标大幅提高。具有情报信息融合、辅助指挥决策和武器控制等功能,可对反舰导弹、鱼雷、水声对抗器材进行发射控制。

参考文献

- [1] 王华荣. SSGT 潜艇带来的新突破[J]. 当代军事文摘, 2004.
- [2] 卜晓红, 耿海军. 潜艇家族新生代: 新概念潜艇[J]. 国防科技, 2007.
- [3] 刘焕松. 英国新概念潜艇. 舰载武器[J], 2004.
- [4] 海工. 从 SMX-21 到 SMX-22 看法国潜艇革命性创新[J]. 现代舰船, 2005.
- [5] 王华荣. 新颖的燃气轮机潜艇 SSGT[J]. 现代舰船, 2004.
- [6] 徐双华. 英推出一种非核、全电潜艇模型[J]. 航海, 2004.
- [7] 路红山, 张京伟, 等. 新概念潜艇及其技术展望[J]. 中国舰船研究, 2008.
- [8] 李竞, 赵剑锋, 阵艳. 正在孕育的新概念潜艇[J]. 当代海军, 2007.
- [9] 赵国智, 孔凡让. 基于全局模型的直流内磁式磁流体推进系统研究[J]. 机械与电子, 2007.
- [10] 王陆君. 红色帝国的核“金鱼”[J]. 现代兵器, 2006.
- [11] 苏红宇. 新型潜艇设计概念[J]. 舰船工业技术经济信息, 2001.
- [12] 袁泉. 一种新型潜艇设计示例[J]. 国防技术基础, 2003.
- [13] 佚名. 美海军仿生武器——“金枪鱼”新概念潜艇[J]. 舰船知识, 2009.
- [14] 佚名. 新型潜艇堪称水下飞机[J]. 发明与创造, 2009.
- [15] 曾永辉. 飞行潜艇——未来实现水空双重打击的进攻利器[J]. 当代海军, 2010.
- [16] 杨龙垫, 王华荣. SMX 系列新概念潜艇家族[J]. 现代舰船, 2011.
- [17] 崔为耀. SMX-22——法国未来网络中心战潜艇[J]. 现代舰船, 2006.
- [18] 田武. 潜艇母舰: 未来海战的杀手锏[J]. 海事大观, 2004.
- [19] 崔峰. 东西方常规潜艇现状和未来发展[J]. 中外船舶科技, 2004.
- [20] 王云鹤译. 常规潜艇未来发展趋势[J]. 国外舰船工程, 2002.

潜艇信息融合

本章将讨论潜艇信息融合问题，由于潜艇水下隐蔽作战的特性，其信息融合处理具有自身鲜明的特点，其设计实现也相当复杂。依照信息融合从低层信息处理到高层态势分析的结构划分，本章共分为 7 节。第 1 节主要是简要分析潜艇信息源的特性、潜艇信息融合处理的体系架构；第 2 节描述潜艇对于输入信息的预处理；第 3 节给出了关联融合的主要实现方法；第 4 节针对潜艇态势估计问题进行了分析；第 5 节讨论了对传感器的管理；第 6 节则给出了一些仿真分析；第 7 节对本章进行小结。

3.1 概述

信息融合，是指对来自多个平台上的多个传感器信息进行多级别、多方面、多层次的处理，从而产生新的更有效的信息，而这种信息是任何单传感器所无法获得的。在军事领域中，信息融合主要包括探测、关联、相关、目标识别、态势描述、威胁评估、传感器管理等。它是一个在多个级别上对传感器数据进行综合处理的过程，每个处理级别都反映了对原始数据不同程度的抽象，其结果表现在较低级别对状态和属性的估计和在较高层次上对整个态势的威胁评估等。潜艇指控系统信息融合是为指挥员提供完整、清晰、准确的战术态势图象、提高潜艇的综合作战能力的关键技术之一，是潜艇作战指挥决策的基础^[1,2]。

3.1.1 潜艇信息源特性

潜艇搭载的传感器主要包括：声呐、雷达、潜望镜/光电桅杆、电子侦察设备等，下表给出了主要潜载传感器的探测信息^[3]。

表 3-1 主要潜载传感器探测信息

传 感 器	常用工作方式	主要测量信息	传 感 器	常用工作方式	主要测量信息
综合声呐	主/被动	方位、距离	电子侦察设备	被动	方位、频率
舷侧阵声呐	被动	方位、距离	雷达	主动	距离、方位
拖曳线列阵声呐	被动	舷角	潜望镜/光电桅杆	主/被动	方位、图像
侦察声呐	被动	方位、频率			

由于潜艇水下作战的特殊性，其探测信息具有以下特点：

- 潜艇水下探测原则上是以被动方式为主，故而传感器的信息主要是方位，系统可观测性差、定位困难；
- 潜艇水下探测以水声传感器为主，相比雷达、光学传感器，其量测精度差、分辨力低；
- 海洋水声场的非均匀性，以及水声传感器的方向特性决定了潜艇水声传感器量测的各向异性和各传感器的不同盲区的存在；
- 由于水声传播的非线性和海洋水文环境的时变性，潜艇水声传感器对目标的跟踪量测精度受敌我相对运动态势、海区条件、水文环境等的影响，具有复杂时变性；
- 由于拖曳线列阵声呐缆长达数百米，且有左右舷模糊问题，融合处理较难；
- 水声侦察声呐脉冲信号取决于目标主动声呐的探测方式、具有随机性和不连续性，侦察信息的处理利用较难；
- 在态势生成过程中，必要的人工信息参与较多，这也是潜艇信息处理的一个特点。

1. 声呐特性

因为潜艇特有的活动特性以及作战方式，声呐是潜艇最重要的传感器，潜艇搭载的典型声呐主要包括艇艏声呐、舷侧声呐、拖曳声呐、侦察声呐、测距声呐、通信声呐、避碰声呐等，各部声呐因其阵列孔径、阵形及阵元数的差异，在进行目标探测时的工作原理也存在较大差异^[4]。

(1) 艇艏声呐。

顾名思义，此类声呐安装在艇艏位置，多为圆柱阵、球阵和共形阵，是潜艇上的重要声呐，可利用3种声传播途径去探测水下目标，包括利用表面声道、海底反射和深海声道会聚区效应进行探测。

(2) 拖曳声呐。

由水下拖曳线列阵、拖缆及艇上收放绞车和电子设备组成。线列阵通过拖缆拖曳在潜艇尾部海水中，收放绞车安装在主压载舱内，线列阵回收时存放在沿艇体纵向的艇壳导管中。它的基本工作原理是线列阵接收到的声信号数据，用遥测发送器通过同轴拖缆传送到艇上电子设备进行综合处理，并通过计算机把目标数据连续输送给指控系统。因为其基阵孔径大，探测距离远，主要用途是对远程水下目标进行初始探测和分类，起到远程警戒的作用^[5]。

(3) 侦察声呐。

用于侦测敌方主动声呐、主动声自导鱼雷或通信声呐的工作参数（方位、发射频率、脉冲宽度、脉冲重复率等），以发现潜艇目标并对其声呐采取干扰对抗措施。对主动信号进行侦察，其探测情况视目标状况而定。

(4) 测距声呐。

利用多基阵进行距离测量，它的测距原理是通过测量信号到达不同阵的时间差来测出目标方位和距离。

(5) 通信声呐。

该声呐通常用主动声呐球阵作收发基阵，在进行超远距离水下通信时，则用拖曳线列阵兼作接收阵。此外，还备有应急通信用阵，安设在艇首部上甲板艇壳的舰桥指挥台围壳内，用于己方潜艇之间、潜艇与水面舰艇之间的水下通信。

(6) 避碰声呐。

通常使用超声频工作，对近距离物体进行探测，为潜艇安全航行提供保障。

声呐测量基本原理：

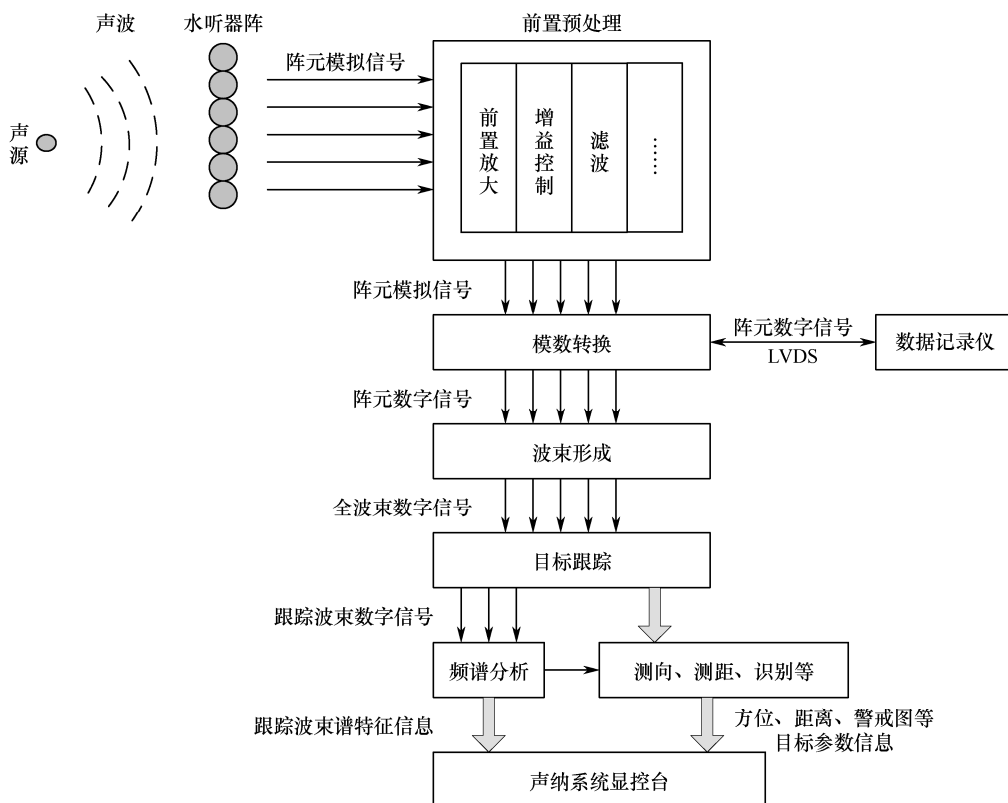


图 3-1 声呐信号处理的基本流程

在特定的海洋环境下，由于声线的反转和反射使得某些声线在特定距离和深度区域内“相交”。若发生此现象的区域比较集中，则会形成高声强焦散区域，该区域就是所谓的“深海会聚区”。会聚区内声场强度通常比影区要高出 10~20 dB，利用会聚区探测可明显提高作用距离。同时由于会聚区的空间距离周期性，使得目标探测存在模糊问题。

2. 雷达特性

潜艇携带雷达主要包括导航雷达和攻击雷达。使用时需要将天线伸出水面，作用距离通常为视距，能够获取目标的距离和方位信息，在对空探测俯仰角上有一定限制。主要工作方式如下：

在执行侦察任务时，雷达升降桅杆上升到水面进行 360° 环扫探测，存储记录相应雷达画面后迅速降下天线桅杆，在水下通过分析功能处理雷达数据，确定威胁目标位置信息，

为态势生成提供目标信息。在执行对已知目标的进一步探测任务时, 潜艇在潜望状态下将雷达天线进行水下预置到指定方位, 然后将桅杆上升到水面, 瞬间开启短时扇区辐射, 获得指定方向范围内的目标位置信息后, 天线桅杆迅速下降, 并把目标位置信息传送给潜艇指控系统, 为精确打击提供目标指示。

3. 电子侦察设备特性

潜艇电子侦察设备就是以潜艇作为平台的雷达侦察设备, 用专用的天线对电磁波环境进行监视, 能在密集的电磁环境中截获多种体制的雷达信号(脉冲、脉冲压缩、脉冲多普勒、连续波、频率捷变、重频抖动、重频参差等), 能自动对多个目标的参数(载频、重频、脉宽、脉幅、天线转速等)进行测量与分析, 能自动判别目标性质和威胁等级, 发出威胁告警。其主要用途:(1) 能对与潜艇安全有关的电磁波威胁及时进行告警, 以便决定潜艇是否应该规避、规避的方向及应采取的其他措施。(2) 收集潜艇作战区域内的电磁辐射源情报, 并进行识别、分析和判断, 供作战决策时参考。(3) 跟踪指定目标, 了解敌方动态, 提供目标参数以便和其他兵种协同进行海、陆、空一体化电子战^[6]。

现阶段, 制约潜艇电子侦察设备性能的因素很多:(1) 潜艇自身隐蔽性的要求以及潜艇侦察天线的局限性, 使得侦察的数据信息少, 而且不完整, 信息质量较差。(2) 现代雷达发展非常迅猛, 很难及时掌握较为全面的、较新的雷达参数情报, 这增加了辐射源识别的未知成分。(3) 现代雷达的型号繁多, 一些雷达技术参数非常接近, 当仅用射频、重复周期、脉宽这些基本参数在一定的容差范围内进行比较识别时可能产生错误的识别信息。(4) 战时敌方雷达技术参数的不断改变进一步增加了电子侦察的模糊性。(5) 雷达技术的发展、可编程雷达的出现使得很难建立合适的雷达数据库。

4. 光电桅杆/潜望镜特性

潜艇潜望镜的主要功能是潜艇处于水下潜望深度时, 对海和对空进行实时地搜索和警戒, 光电桅杆是在光电潜望镜的基础上发展起来的, 因其被动工作原理、抗干扰性好的特殊优势, 在水声对抗、电子对抗环境下能发挥较好的作用。世界各国的新型潜艇几乎都安装了光电桅杆^[7]。

与传统的潜望镜相比, 光电桅杆主要有以下几点先进性:

- 其光电传感器(如高分辨率电视)的显示分辨率几乎与人眼通过潜望镜观察得到的分辨率一样, 实时性好。
- 光电桅杆输出的是视频图像和数据, 真实性强、信息量大。可以嵌入整个战术图像中供指挥员观察, 以提高态势生成能力。
- 光电桅杆快速地对空自动方位和俯仰扫描, 比指挥员直接操纵潜望镜进行目视观察要简便快捷, 而且图像可以重现、存储, 在降下桅杆后深入分析。
- 光电桅杆可进行视频图像的帧存储和处理来确定导航方位, 并且图像的帧存储还可用于训练和场景的重现。

由于光电桅杆具有以上优势, 使其与传统的潜望镜侦察手段相比, 效能有了很大的加强。但是, 因为光电桅杆使用时需露出水面, 潜艇需航行在潜望状态, 其使用也受到一定的限制。

5. 潜艇导航特性

导航系统在潜艇航行中担负着保证航行安全的重任，主要包括：惯性导航系统、陀螺罗经、磁罗经、复合式计程仪、测深测潜仪、GPS 接收机等导航设备作为导航信息源设备，负责实时发送导航数据。其中惯导主要是为本艇提供航向、航速、纵摇、横摇和艇位等信息；测深测潜仪为本艇提供海区深度、下潜深度、海况等信息；GPS 导航接收机提供卫星定位和时间信息；陀螺罗经和磁罗经提供航向信息；复合式计程仪提供航速和航程信息。

导航系统综合各导航设备的信息给出统一的潜艇导航信息，因为在水下导航定位的误差随着时间累积而逐渐增大，潜艇通常依靠观测外部目标或接收外部信息，采用 GPS 导航定位、天文定位等多种定位手段来修正和确定艇位。

6. 外部通信特性

自诞生以来，潜艇通信便是随着科技进步和潜艇活动方式的变化而发展起来的。20 世纪初期，随着无线电通信在海军的应用，潜艇装备了无线电通信设备，建立了岸与潜之间的远距离通信系统。由于当时潜艇水上活动较多，潜艇通信与水面舰艇通信一样，以短波双向通信为主。第二次世界大战期间，由于军用飞机和雷达观察设备用于反潜搜索，迫使潜艇转入以水下活动为主，岸对潜通信遂改用长波单向、定时发信方式，短波通信降为辅助通信手段。在此期间，世界各主要国家海军都建立了多座甚低频发信台。随着海洋监视卫星和遥感技术等反潜技术的发展，战略导弹潜艇的活动深度愈加增大，甚低频已满足不了大深度通信要求。为解决深海通信问题，20 世纪 50 年代末科学家们开始研究超长波通信，并于 70 年代投入实用。之后，随着卫星通信的发展且具有的通信范围广、传输速率高和通信效果好等优点，潜艇开始装备卫星通信设备。此外，为了解决高速率、大深度对潜通信，通信浮标等舷外通信设备得到应用，美国等国家还开展了蓝绿激光对潜通信的试验性研究。

(1) 水声通信。

水声通信是潜艇获取外部信息的主要手段之一，水声通信系统的基本组成原理如图 3-2 所示：信源输出信号可以是模拟信号，也可以是数字信号，进行信源编码。随后进行信道纠错编码提高接收数据的可靠性。然后，进行载波调制，调制器输出至功率放大器，放大后信号通过发射换能器发射，信号经过复杂的水声信道传输后，到达接收换能器，并由接收换能器转换为相应的电信号，经过放大滤波解调等处理，恢复发送信息。

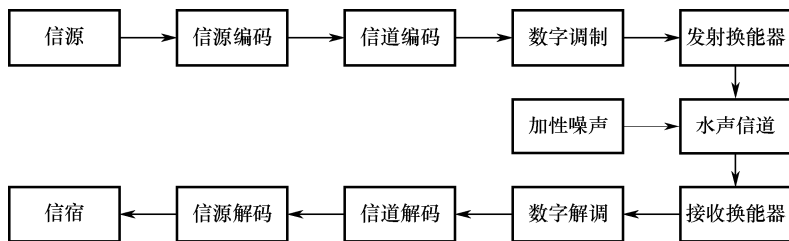


图 3-2 水声通信系统

水声通信性能与海洋环境、通信距离等各因素有关，与空中无线信号相比，具有速率较低、误码率高、易暴露的问题，使用时机受到较大限制。

（2）通信浮标。

通信浮标作为现代潜艇通信的中转站，能使潜艇在水下潜伏或潜航而不用浮到水面便可与岸、舰平台进行通信，提高了潜艇的隐蔽性。美、俄、英、法、德等国都为潜艇装备了通信浮标。

综合通信浮标装有收、发天线，可用来与指挥部之间传递有关信息。这种浮标用几百米长的电缆连接，潜艇的控制台可以通过电缆遥控浮标上的各种通信设备。潜艇内装有电缆绞盘，通信时把浮标放出海面，不用时用绞盘快速收回浮标。另外，为使潜艇在水下高速航行，还有适应高速潜航时使用的曳航通信浮标。这种浮标由一个流线型外壳和可以折叠的天线组成。浮标尾部带有尾翼，它包括一个水平舵和一个垂直舵，形似一架倒悬的飞机，有很好的水动力特性。它可以贴近水面随潜艇高速航行，能保障潜艇在快速潜航时实现对外通信。为了进一步提高隐蔽性，有时还使用消耗型的通信浮标，也称一次性浮标。这种浮标内装有一部无线电发射机和预编好程序的报文。在水下潜艇可以弹出它并浮至水面，天线能马上或在设定的延迟时间之后竖立起来通信。通信前的延时设定可让潜艇在该时间段内远离此浮标，从而排除被跟踪打击的危险。通信结束后，浮标自动引爆并下沉。

（3）卫星通信。

卫星通信是把卫星作为中继站，接收地面发送的信号，再转发到潜艇，主要采用潜艇主动取报方式的瞬间快速报通信体制。其优点在于可靠性和信噪比稳定、容量大、覆盖面广、通信距离远、全天候工作，提高了潜艇的通信能力，隐蔽性也较强。但卫星轨道易被监测，抗干扰性和抗毁性差，在战时易被干扰和摧毁而使整个通信中断，不能确保具有最低限度通信能力。另外，现阶段潜艇卫星通信天线口径较大，收发信时必须露出水面，易被侦察发现。

（4）数据链。

主要是指战术数据链，是一种按照统一的数据格式和通信协议，以无线信道为主对信息进行实时、准确、自动、保密传输的数据通信系统或信息传输系统。战术数据链有广泛的用途，它不仅用于 C³I 系统，如反潜作战中心（Anti-Submarine Warfare Operation Center, ASWOC）、先进作战指挥系统（Advanced Command Decision System, ACDS），也用于武器控制，如爱国者、协同作战能力（Cooperative Engagement Capability, CEC）等。各国对数据链的保密性和抗干扰能力要求很高，这在战争环境中是极其重要的。

美海军经过数十年的发展，已有多型数据链应用，最新的 Link-22 是一种可借由中继系统进行超视距通信的保密抗干扰数据链，可在陆、海、空、水下、太空各平台间交换目标跟踪信息，实时传递指挥控制命令与告警信息，采用时分多址（Time Division Multiple Access, TDMA）或动态时分多址（Dynamic Time Division Multiple Access, DTDMA）方式，可在多种波段下工作。

3.1.2 潜艇信息融合体系框架

在现代信息科学中，体系结构的定义是：各组成部分的结构之间的相互关系以及制约其设计和随时间演进的原则和指南。在军事范畴中，特别是在指挥、控制、通讯、计算机、情报、监视和侦察（Command, Control, Communication, Computers Intelligence Surveillance

Reconnaissance (C⁴ISR)) 系统中, 体系结构具体包括: 代表任务要素之间的物理和逻辑关系的一组文件、标准、设计和模型。先进的 C⁴I 系统要求开放式环境, 这个环境包括一系列的界面、设备、各种格式以及用户等, 可以有效地减少开发、集成和软件维护的费用。开放式环境的体系结构特征包括: 分布式处理、开放式分层体系结构、近乎实时的数据分发、相互独立的探测源、模块化软件、相互独立的应用、灵活的配置、性能具有可评估性^[8-11]。

纵观现代潜艇指控系统的发展, 由于受到当初设计时计算机技术和其他相关技术发展的限制, 指控系统结构上的发展变化大体上经历了由发展初期的功能相对集中而逐步向功能相对发散发展的三个阶段: 第一阶段是从 20 世纪 50 年代末期至 20 世纪 70 年代初期的集中式结构; 第二阶段是从 20 世纪 70 年代初期至 20 世纪 80 年代初期的分开式结构; 第三阶段是从 20 世纪 80 年代初期至今还在不断发展的分布式结构。

潜艇指控系统输入的信息主要是本艇传感器探测信息和外部信息。本艇信息源主要是各种声呐(拖曳线列阵声呐、舷侧阵声呐、综合声呐、侦察声呐、三维被动测距声呐)、雷达、电子侦察、光电桅杆(潜望镜)、各战位人工信息、舷外探测源信息等。外部信息源主要有岸基指挥中心、水面舰艇编队指挥中心、飞机、艇群等, 主要为经过处理的二次信息, 一般情况下是目标航迹信息、任务信息和命令信息, 还可能包括未能建立航迹的目标信息, 例如方位序列。本艇传感器探测信息的融合采用集中式处理方式, 形成局部态势, 而后与外部信息进行融合, 形成一致态势。

其典型处理框架如下:

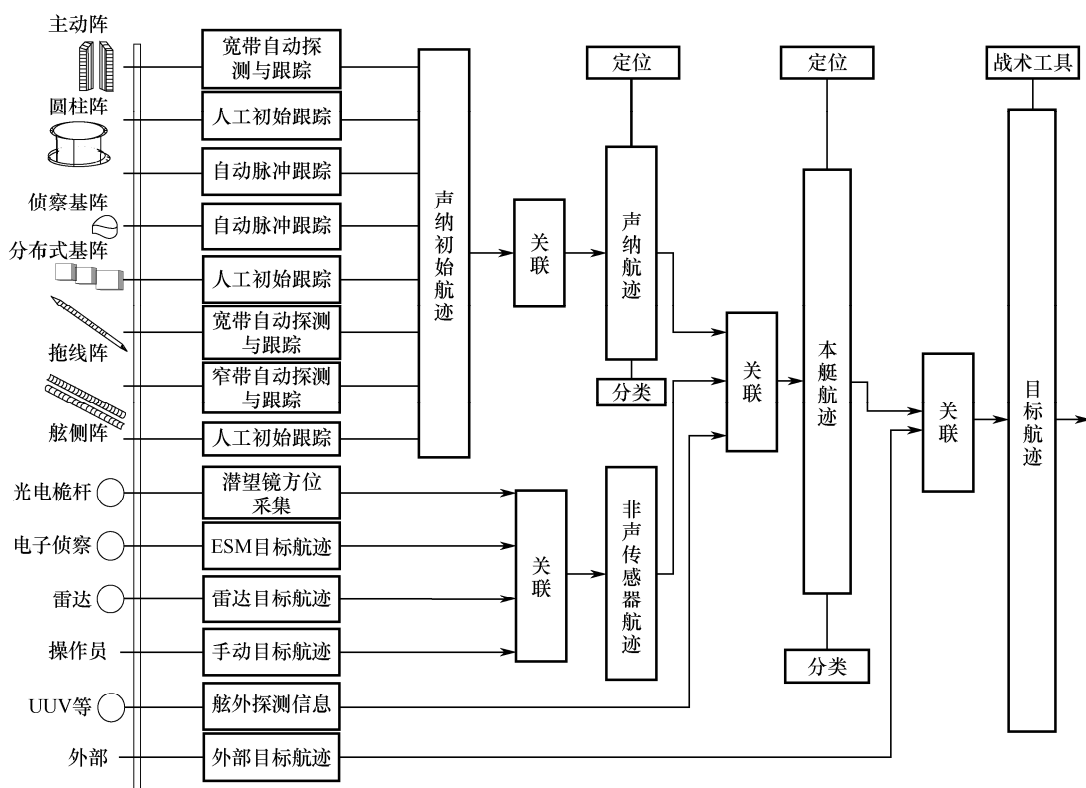


图 3-3 潜艇典型信息融合处理框架

1. 基于数据融合树的方法

基于数据融合树的信息融合系统体系结构设计,是指通过分割融合问题形成数据融合树,确定子融合节点内的数据流及控制流,确定系统的硬件结构。数据融合树最早于1979年提出,后来美国空军司令部将其作为一种新的体系结构概念采用。输入融合系统的数据根据需要进行分成不同的组,每组数据及其处理方法形成一个解决某一融合问题的数据融合节点,当融合过程分为多个处理节点时,那么该过程就可由多个节点按一定顺序连接而成的融合树来表示,也就是说数据融合树将融合系统描述为由处理节点组成的网络。

融合树中每个融合节点主要由几个基本功能组成,分别为数据预处理、数据关联、状态估计及预测,它们是各类融合系统的融合节点在解决各融合问题时具有的共同的处理功能,但不同融合节点内的数据流及控制流可以是互不相同的。

2. 基于对象的方法

基于服务的体系结构把系统中的一切都视为服务,是系统构件化集成的一种完整框架和规格化方法。服务是一种可实现的确定行为,由任何一个构件通过接口提供使用。其节点配置具有很大的灵活性,具体包括两类对象:服务供应者和服务采用者。服务供应者,可以是一个传统C³I系统的扩充和改造,或是一个新开发的系统。对于已经存在的系统,通过添加Web服务器,对信息进行重新整合,并增加一些构件化的中间件,如传感器中间件、武器中间件、信息中间件等,作为服务发布给授权者,提供给合法用户。用户如果需要某种信息或对某种武器进行控制,在通过一定的合同和安全授权认证后,可以从某个服务器节点下载或运行相应的信息中间件或武器中间件后实现。对空指挥、对海指挥、电子战等是主要的服务使用者,同时也可以动态地为海战场提供搜集的信息。

这种体系结构的核心是系统能够通过硬件和软件构件化地动态重组确定战位的功能,重组后的战位不仅能实时从环境获取所需要的服务,也能为其他节点提供服务。基于服务的体系结构能提供支持即插即用的全局信息服务,且具有较好的可扩充性和可配置性。

3. 分布式黑板结构有序分层方法

人工智能中的许多方法对于问题求解具有普适性,可以抽象成为构造特定领域例如信息融合系统的模型,特别是黑板结构,作为问题求解的适时推理策略的一种高度结构化方法,它规定了领域知识的组织及解空间的结构,采用适时推理作为使用知识的策略。由于其本身的层次性、内在的并行性及支持增量开发的可扩充性等特点而被广泛用作信息融合的软件框架。

由于潜艇上传感器测量信息的精度存在较大差异,以及探测以水声为主的特点,信息融合可按照有序的、分层次的方式进行集中融合处理。根据分层融合思想,可以先将传感器分组,然后将同组传感器排序。例如,传感器分组的一种原则可以是在空海域中,先指定一个覆盖范围广、精度高的传感器为主传感器;然后按探测域将传感器分组;再按传感器工作方式分组等^[12-14]。对于同组的传感器,可以依发现范围和精度排序;依此次序分别将本传感器的方位序列或方位/频率序列或航迹与主传感器融合。



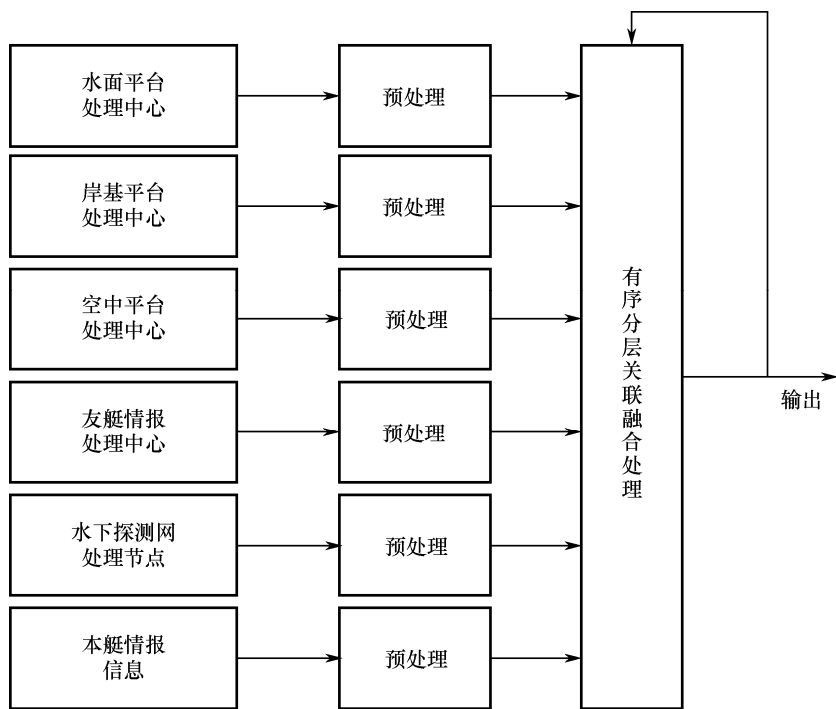


图 3-6 多平台信息融合体系结构

3.2 信息预处理

由于声呐、导航等传感器设备自身或其他海洋、水文气象等原因，使得量测数据经常出现较大的测量误差。在潜艇信息处理的过程中，输入量尤其是方位量测的误差对信息处理的精度和收敛时间有着决定性的影响。为了抑制量测随机误差的影响，提高信息处理能力，需要对声呐方位数据进行预处理。

3.2.1 野值处理

1. 格拉布斯准则

设对某量等精度独立测量，得到值 x_1, x_2, \dots, x_n ， n 为量测数目，计算平均值 \bar{x} 、残差 $v_i = x_i - \bar{x} (i=1, \dots, n)$ ，以及单个测量值标准差 $\sigma(i) = \left[\sum v_i^2 / (n-1) \right]^{\frac{1}{2}} = \left\{ \left[\sum x_i^2 - (\sum x_i)^2 / n \right] / (n-1) \right\}^{\frac{1}{2}}$ ，若某个测量值 x_d 的残差 $v_d (1 \leq d \leq n)$ 满足下式：

$$|v_d| > \lambda(\alpha, n) \cdot \sigma(d) \quad (3-2-1)$$

则认为 x_d 为野值，予以剔除。常用的 $\lambda(\alpha, n)$ 值列于表 3-2 中。

表 3-2 格拉布斯 $\lambda(\alpha, n)$ 数值表

$n \backslash \alpha$	0.01	0.05	$n \backslash \alpha$	0.01	0.05	$n \backslash \alpha$	0.01	0.05
3	1.15	1.15	12	2.55	2.29	21	2.91	2.58
4	1.49	1.46	13	2.61	2.33	22	2.94	2.60
5	1.75	1.67	14	2.66	2.37	23	2.96	2.62
6	1.94	1.82	15	2.70	2.41	24	2.99	2.64
7	2.10	1.94	16	2.74	2.44	25	3.01	2.66
8	2.22	2.03	17	2.78	2.47	30	3.10	2.74
9	2.32	2.11	18	2.82	2.50	35	3.18	2.81
10	2.41	2.18	19	2.85	2.53	40	3.24	2.87
11	2.48	2.24	20	2.88	2.56	50	3.34	2.96

2. 罗曼诺夫斯基准则

设某传感器等精度独立测量值 x_1, x_2, \dots, x_n ，其平均值为 \bar{x} ， n 为量测数目。若 $|x_j - \bar{x}| > K(n, \alpha)\sigma(j)$ ， α 为一固定的阈值， $\sigma(j)$ 与上节定义相同，则 x_j 含有较大误差，应剔除 x_j ；否则应保留 x_j 。

若 x_j 本身不是异常值，而 $x_i (i \neq j)$ 中有一个异常值，那么 $|x_j - \bar{x}| > K(n, \alpha)\sigma(j)$ 的概率是较小的。常用的 $K(n, \alpha)$ 值列于表 3-3 中。

表 3-3 $k(n, \alpha)$ 数值表

$n \backslash \alpha$	0.05	0.01	$n \backslash \alpha$	0.05	0.01
4	4.97	11.45	17	2.20	3.04
5	3.56	6.53	18	2.18	3.01
6	3.04	5.04	19	2.17	3.00
7	2.78	4.36	20	2.16	2.95
8	2.62	3.96	21	2.15	2.93
9	2.51	3.71	22	2.14	2.91
10	2.43	3.54	23	2.13	2.90
11	2.37	3.41	24	2.12	2.88
12	2.33	3.31	25	2.11	2.86
13	2.29	3.23	26	2.10	2.85
14	2.26	3.17	27	2.10	2.84
15	2.24	3.12	28	2.09	2.83
16	2.22	3.08	29	2.09	2.82

当 $n = 20 \sim 100$ 时，格拉布斯准则效果较好；而当 $n = 4 \sim 20$ 时一般用罗曼诺夫斯基准则。上面讨论的准则都是针对静态目标测量数据的异常数据识别，这些准则多假定只有单个异常值。

3.2.2 平滑滤波

1. 最小二乘法

假定目标进行匀速直航，目标方位是时间的非线性函数，但是在有限时间段内，方位的变化比较缓慢，即变化量较小，可以采用有限记忆线性平滑法对方位进行平滑与外推。

设方位序列 $\{B_i\}_{i=1}^N$ ，其采样时刻对应为 t_i ，令 a, b 满足

$$B_i = a + bt_i \quad (3-2-2)$$

采用最小二乘法求出 a 和 b 后得到平滑方位： $\hat{B}_k = a + bt_k$ 以及第 t_{N+1} 时刻的外推方位：

$$B_{N+1/N} = a + bt_{N+1} \quad (3-2-3)$$

对于等间隔的情况： $t_i = t_1 + (i-1)T$ ，详细表示式如下：

$$\hat{B}_k = \frac{\sum_{i=1}^N B_i [(N+1)(2N+1-3i-3k) + 6ki]}{N(N^2-1)/2} \quad (3-2-4)$$

$$B_{N+1/N} = \frac{\sum_{i=1}^N B_i (3i-2-N)}{N(N-1)/2} \quad (3-2-5)$$

2. 卡尔曼滤波

将量测方位按时间变量作一次或二次展开：

$$B_i = a + bt \text{ 或 } B_i = a + bt + ct^2 \quad (3-2-6)$$

令 $X = (B_i \ \dot{B}_i)^T$ 或 $X = (B_i \ \dot{B}_i \ \ddot{B}_i)^T$ 建立系统方程并离散化：

$$X_{k+1} = A_{k+1} X_k + B_{k+1} U_k \quad (3-2-7)$$

$$Z_{k+1} = C_{k+1} X_{k+1} + D_{k+1} V_{k+1} \quad (3-2-8)$$

其中 A_{k+1} 、 C_{k+1} 分别为对应的时常状态矩阵和测量矩阵。例如，以一阶模型为例

$$A_{k+1} = \begin{pmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad C_{k+1} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix}。$$

再采用卡尔曼滤波，得到滤波后的方位，公式如下：

$$\begin{cases} \hat{X}_k = A_k \hat{X}_{k-1} + K_k (Z_k - C_k A_k \hat{X}_{k-1}) \\ P_{k,k-1} = A_k P_{k-1} A_k' + B_k Q_{k-1} B_k' \\ K_k = P_k C_k' (C_k P_{k,k-1} C_k' + R_k)^{-1} \\ P_k = (I - K_k C_k) P_{k,k-1} \end{cases} \quad (3-2-9)$$

3. 多元线性回归

当目标距离较近时，由于方位以及距离的变化较大，对量测方位以及距离如按直线拟合会出现一定程度的偏差，直接影响目标运动要素的解算质量。因此可找一代数多项式，使其更好地拟合量测到的方位或者距离序列。

对于 n 个量测 (t_j, B_j) , $j=1, 2, \dots, n$, 可以找下列 m 次近似多项式:

$$f(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + \dots + a_m t^m \quad (3-2-10)$$

这里 $m < n$, 适当地选取 a_0, a_1, \dots, a_m , 使得

$$\varphi(a_0, a_1, \dots, a_m) = \sum_{j=1}^m (f(t_j) - B_j)^2 \quad (3-2-11)$$

为最小, 采用多元函数求极值的方法进行计算。

对 a_k ($k=0, 1, \dots, m$) 求偏导, 得

$$\frac{\partial \varphi}{\partial a_k} = 2 \sum_{j=1}^n \left(\sum_{i=0}^m a_i t_j^i - B_j \right) t_j^k = 2 \left[\sum_{j=1}^n \sum_{i=0}^m a_i t_j^{i+k} - \sum_{j=1}^n B_j t_j^k \right] = 0 \quad (3-2-12)$$

即

$$\sum_{i=0}^m a_i \sum_{j=1}^m t_j^{i+k} = \sum_{j=1}^n B_j t_j^k \quad (3-2-13)$$

这样得到关于 a_k 的线性方程组。 a_k 确定了以后, 就可求出相应的拟合值。

3.2.3 时间一致处理

由于传感器探测时间上的不一致以及通信带来的延迟, 到达融合系统的信息通常不是相同时间, 给信息融合处理带来了不便, 必须要进行时间一致处理。对于由测量周期和处理周期不同导致的时间不一致现象, 工程中通常采用简单实用的内插外推法。内插外推法采用时间片技术, 将高精度的观测数据推算到低精度的时间片上, 即在同一时间片内将各传感器的观测值按测量精度进行增量排序, 然后将高精度观测值分别向最低精度时间点内插、外推, 以形成一系列等间隔的目标观测数据^[15]。下面给出三种纯方位情况下的外推模型。

(1) 线性外推。

将方位按时间变量表示成线性形式: $B_t = \hat{a} + \hat{b}t$ 。

其中 \hat{a} 、 \hat{b} 为估计值, 按上述公式可以对方位进行外推。

(2) 分式线性外推。

首先将方位表示成分式线性的形式, 然后将其展开成线性项系数的齐次线性方程, 并用最小二乘求解, 若有非零解 $\hat{X} = (\hat{a} \ \hat{b} \ \hat{c} \ \hat{d})^T$, 则按下述公式计算外推方位:

$$\tan \hat{B}_t = \frac{\hat{a} + \hat{b}t}{\hat{c} + \hat{d}t} \quad (3-2-14)$$

(3) 三点外推。

三点外推法就是利用某三个时刻方位推出第四个时刻方位。当目标与本艇都作匀速直线运动且已知 t_1 、 t_2 、 t_3 时刻的目标方位时, t_4 时刻的目标方位 B_4 可以由以下公式得出:

$$\begin{cases} B_4 = B_1 + 90^\circ - \delta \\ \tan \delta = \frac{1}{\lambda_4 - 1} \left(\frac{\lambda_4}{\lambda_2} \cot \alpha - \frac{1}{\lambda_1} \cot \beta \right) + \lambda_3 \left(\frac{1}{\lambda_1} \cot \beta - \frac{1}{\lambda_2} \cot \alpha \right) \end{cases} \quad (3-2-15)$$

其中,

$$\begin{aligned}\alpha &= B_2 - B_1, \beta = B_3 - B_1 \\ \lambda_1 &= \frac{t_{14}}{t_{13}}, \lambda_2 = \frac{t_{14}}{t_{12}}, \lambda_3 = \frac{t_{14}}{t_{23}}, \lambda_4 = \frac{t_{13}}{t_{12}} \\ t_{ij} &= t_j - t_i \quad (1 \leq i < j \leq 4)\end{aligned}\quad (3-2-16)$$

这样，对于漏测时间段的目标方位可以顺序推出。

3.2.4 空间一致处理

空间一致处理指的是将不同平台、不同位置传感器探测的相对位置目标信息转换到同一个空间坐标系下，以便于后续的融合处理，例如将来自外部平台的目标信息（如相对于探测平台的目标距离、方位等）转换为相对本艇的位置信息，或者将相对本艇的空间信息转换为相对其他外平台的空间目标信息等，相应的数学模型主要包括：

(1) 目标距离、方位到目标地理坐标（经度、纬度）的转换，即大地主题正解。

(2) 目标地理坐标（经度、纬度）到目标距离、方位的转换，即大地主题反解。

(3) 其他可能的坐标转换。主要考虑有椭球地理坐标与空间直角坐标之间的转换；地心球坐标与空间直角坐标之间的转换；地心球坐标与椭球地理坐标之间的转换；法线测量坐标系与地心直角坐标系的转换之间的转换；法线测量坐标系与地理坐标系之间的转换^[16-18]。

其中(1)和(2)统称为大地主题解算问题。由于大地主题解算的复杂性，不同的技术要求及不同的计算工具和技术发展的变化，一百多年来许多学者提出了繁多的公式、方法，据不完全统计，目前已有七十余种。众多的方法中，以 Bessel 大地投影为基础所衍生出来的方法最具有代表性，得到了广泛的应用。Bessel 方法的特点是不直接在椭球面上求解，而是将椭球面上的参数按照一定条件投影到辅助球面上，然后由投影关系式求出用辅助球面参数表示的大地距离和正反大地方位角。

(1) 大地主题正解：目标距离、方位到目标地理坐标（经度、纬度）的转换。

第1步：计算参考球体地理纬度等：

$$\begin{aligned}\tan u_1 &= \sqrt{1-e^2} \tan B_1 \\ \sin m &= \cos u_1 \sin A_1 \\ \tan M &= \frac{\tan u_1}{\cos A_1} \\ \tan m &= \tan A_1 \cos M\end{aligned}\quad (3-2-17)$$

第2步：计算大地线投影系数：

$$\begin{aligned}\alpha &= \frac{\rho}{b} \left(1 - \frac{K^2}{4} + \frac{3K^4}{64} - \frac{5K^6}{256} \right) \\ \beta &= \rho \left(\frac{K^2}{4} - \frac{K^4}{8} + \frac{37K^6}{512} \right) \\ \gamma &= \rho \left(\frac{K^4}{128} - \frac{K^6}{128} \right)\end{aligned}\quad (3-2-18)$$

$$K = e'^2 \cos^2 m$$

第3步：迭代计算参考球体大地线长：

$$\sigma_0 = aS$$

$$\sigma = \sigma_0 + \beta \cos(2M + \sigma_0) \sin \sigma_0 + \gamma \sin 2\sigma_0 \cos(4M + 2\sigma_0) \quad (3-2-19)$$

第4步：计算经度差投影系数：

$$\begin{aligned} \alpha' &= \left(\frac{e^2}{2} + \frac{e^4}{8} + \frac{e^6}{16} \right) - \frac{e^2}{16} (1 + e^2) K'^2 + \frac{3e^2 K'^4}{128} \\ \beta' &= \rho \left(\frac{e^2}{16} (1 + e^2) K'^2 - \frac{e^2 K'^4}{32} \right) \\ \gamma' &= \rho \frac{e^2 K'^4}{256} \\ K' &= e'^2 \cos^2 m \end{aligned} \quad (3-2-20)$$

第5步：计算经度差：

$$\begin{aligned} \Delta\lambda &= (\lambda_2 - \lambda_1) - \sin m [\alpha' \sigma + \beta' \sin \sigma \cos(2M + \sigma) + \gamma' \sin 2\sigma \cos(4M + 2\sigma)] \\ \tan \lambda_1 &= \sin m \tan M \\ \tan \lambda_2 &= \sin m \tan(M + \sigma) \end{aligned} \quad (3-2-21)$$

第6步：计算反方位及目标投影纬度：

$$\begin{aligned} \tan A_2 &= \frac{\tan m}{\cos(M + \sigma)} \\ \tan u_2 &= -\cos A_2 \tan(M + \sigma) \end{aligned} \quad (3-2-22)$$

第7步：计算目标纬度、经度：

$$\begin{aligned} \tan B_2 &= \sqrt{1 + e^2} \tan u_2 \\ L_2 &= L_1 + \Delta\lambda \end{aligned} \quad (3-2-23)$$

(2) 大地主题反解：目标地理坐标（经度、纬度）到目标距离、方位的转换。

第1步：计算参考球体纬度、经度差：

$$\begin{aligned} \tan u_1 &= \sqrt{1 - e^2} \tan B_1 \\ \tan u_2 &= \sqrt{1 - e^2} \tan B_2 \\ \Delta L_0 &= L_2 - L_1 \\ \Delta L &= \Delta L_0 \end{aligned} \quad (3-2-24)$$

第2步：计算初始方位：

$$\cot A_1 = \tan u_2 \cos u_1 \arcsin \Delta L - \sin u_1 \cot \Delta L \quad (3-2-25)$$

第3步：计算参考球体地心角（距离）、修正经度差：

$$\begin{aligned} \cos \sigma &= \cos u_1 \cos u_2 \cos \Delta L + \sin u_1 \sin u_2 \\ \Delta L &= \Delta L_0 + \sin m (\alpha' \sigma + \beta' \sin \sigma \cos(2M + \sigma) + \gamma' \sin 2\sigma \cos(4M + 2\sigma)) \\ \sin m &= \cos u_1 \sin A_1 \\ \cot M &= \frac{\sin m \cot A_1}{\sin u_1} \end{aligned} \quad (3-2-26)$$

第4步：转第2步，循环 n 次。

第5步：计算大地距离、方位等：

$$S = \frac{1}{\alpha} [\sigma - \beta \sin \sigma \cos(2M + \sigma) - \gamma \sin 2\sigma \cos(4M + 2\sigma)]$$

$$\cot A_1 = \tan u_2 \cos u_1 \arcsin \Delta L - \sin u_1 \cot \Delta L$$

$$\cot A_2 = \sin u_2 \cot \Delta L - \tan u_1 \cos u_2 \arcsin \Delta L \quad (3-2-27)$$

第6步：输出 S 、 A_1 、 A_2 ，结束计算。

其中， α 、 β 、 γ 、 K 、 α' 、 β' 、 γ' 、 K' 同 Bessel 正解计算公式。

(3) 可能的其他坐标转换。可能的坐标系有椭球地理坐标与空间直角坐标之间的转换；地心球坐标与空间直角坐标之间的转换；地心球坐标与椭球地理坐标之间的转换；法线测量坐标系与地心直角坐标系的转换之间的转换；法线测量坐标系与地理坐标系之间的转换等。这些坐标变换都有比较成熟的技术。

3.3 多源数据关联融合

对来自多个信息源的数据进行融合，主要分为两种情况，一种是空间位置上的关联融合；一种是时间顺序上的关联融合。两者的处理方法既有共同点又有差异性，其目的都是生成清晰、准确的战场态势，具体实现需根据潜艇接收的传感器信息和承担的作战使命等实际情况进行合理设计。国内外研究人员已经针对潜艇的具体情况进行了大量研究并取得了众多的成果^[19-28]。

3.3.1 空间关联融合

空间关联融合主要是针对空间位置上的关联融合，结合潜艇上搭载的传感器和可能获得的信息而言，主要是纯方位信息的关联融合与航迹之间的关联融合。

1. 纯方位数据关联融合

所谓关联是指对传感器量测序列与融合序列（或另一传感器量测序列）进行分析，判断其是否属于同一个目标的一个过程。主要根据以下两个基本的相关准则：

- 源自同一个传感器的量测序列间不相关；
- 任意一个传感器量测序列只与一个融合序列对应。

按处理对象分，潜艇数据关联主要有三种：方位序列与方位序列的关联、方位序列与航迹的关联、航迹与航迹的关联。其中纯方位的数据关联是潜艇信息处理中最常见也是最重要的处理，可以采用全序列概率关联算法进行处理。

全序列概率关联算法就是将两个方位序列的所有相同时刻的方位联合进行概率分析，并按概率确定一个门限，以便确定两个方位序列是否关联，主要算法描述如下：

设有两方位序列在共同时间域对应的方位如下：

$$\{B_i^1\}_{i=1}^n = \{B_1^1, B_2^1, \dots, B_n^1\}$$

$$\{B_i^2\}_{i=1}^n = \{B_1^2, B_2^2, \dots, B_n^2\} \quad (3-3-1)$$

式(3-3-1)分别是传感器1的量测序列和传感器2量测序列。假定测量噪声为高斯白噪声,如果两个方位序列源自同一个目标,并设 i 时刻该目标真实方位为 \bar{B}_i ,则:

$$\begin{aligned} B_i^1 &= \bar{B}_i + V_i^1 \\ B_i^2 &= \bar{B}_i + V_i^2 \end{aligned} \quad (3-3-2)$$

其中 V_i^1, V_i^2 是独立的零均值高斯过程:

$$EV_i^1 = 0, EV_i^2 = 0, EV_i^1 V_j^1 = \sigma_1^2 \delta_{ij}, EV_i^2 V_j^2 = \sigma_2^2 \delta_{ij} \quad (3-3-3)$$

则可得

$$E(B_i^2 - B_i^1) = 0, E[(B_i^2 - B_i^1)(B_j^2 - B_j^1)] = (\sigma_1^2 + \sigma_2^2) \delta_{ij} \quad (3-3-4)$$

其中 $\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases}$ 是Kroneker- δ 函数。

令

$$\xi_n = \frac{1}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2} \sum_{i=1}^n (B_{2i} - B_{1i})^2 \quad (3-3-5)$$

则 ξ_n 服从 n 个自由度的 χ^2 分布,其分布函数是:

$$p_{\xi_n}(x) = \begin{cases} \frac{1}{2^{n/2} \Gamma(n/2)} e^{-\frac{x}{2}} \frac{x^{n/2-1}}{x^2} & , x > 0 \\ 0 & , x \leq 0 \end{cases} \quad (3-3-6)$$

可以按一个已知的概率来判断两个方位序列是否相关。

由上式可知,当 $\xi_n \leq \gamma^2$ 时,两个方位序列以概率 P_r 相关。其中 γ^2 由相关概率 P_r 确定,两者满足下式:

$$P\{\xi_n \leq \gamma^2\} = P_r \quad (3-3-7)$$

对上面的相关进行简化,判断两个方位序列是否相关,在相关概率 P_r 一定的情况下, $\gamma = \gamma(n)$,即波门大小 γ 与方位序列长度 n 有关,方位序列每增加一项,波门要刷新一次,可以采用如下的简化相关判断方法:

若 $\xi_n \leq \gamma_0^2$,则认为两个方位序列相关。其中 γ_0^2 是一个经验值。

设方位序列1和2相关且满足独立性条件,那么采用加权最小二乘法,可以得到两个方位序列融合结果如下:

$$\begin{aligned} B_i &= \sigma^2 \left(\frac{B_{1i}}{\sigma_1^2} + \frac{B_{2i}}{\sigma_2^2} \right) \\ \sigma^2 &= \frac{1}{1/\sigma_1^2 + 1/\sigma_2^2} \\ &= \frac{\sigma_1^2 \sigma_2^2}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2} \\ B_i &= \frac{1}{\sigma_1^2 + \sigma_2^2} (\sigma_2^2 B_{1i} + \sigma_1^2 B_{2i}) \end{aligned} \quad (3-3-8)$$

可以推知:

$$\sigma^2 < \min(\sigma_1^2, \sigma_2^2) \quad (3-3-9)$$

即融合误差方差小于单传感器测量误差方差, 融合结果不低于单传感器测量精度。这是基于极大似然法的估计结果, 是无偏估计。对于 N 个传感器的情况可以类推。

令

$$f_i(B_i) = \frac{(B_i - B_{1i})^2}{\sigma_1^2} + \frac{(B_i - B_{2i})^2}{\sigma_2^2} \quad (3-3-10)$$

及 $f'_i(B_i) = 0$ 。

若已判明 N 个方位序列 $\{B_{ji}\}_{i=1}^n = \{B_{j1}, B_{j2}, \dots, B_{jn}\} (j=1, 2, \dots, N)$ 源自同一个目标, 其加权融合算法公式如下:

$$\begin{aligned} B_i &= \sigma^2 \sum_{j=1}^N \frac{B_{ji}}{\sigma_j^2} \\ \sigma^2 &= \frac{1}{\sum_{j=1}^N \frac{1}{\sigma_j^2}} \end{aligned} \quad (3-3-11)$$

由此可以推得如下估计式:

$$\sigma^2 < \min(\sigma_1^2, \sigma_2^2, \dots, \sigma_N^2) \quad (3-3-12)$$

即对于一般情况, 融合误差均方差不会增大。

2. 航迹关联融合

当目标航迹含有距离信息时, 航迹关联较纯方位情况有了更多的途径。国内外在这方面的研究也取得了丰硕的成果, 相应的技术也比较成熟, 基本上形成了一套完善的理论解决体系。典型的一些方法如下:

(1) 最近邻域航迹关联。

最近邻域法 (Nearest Neighbor, NN) 是数据关联的一种基本方法, 也是实际中应用较多的方法, 主要适用于单目标或目标数较少且稀疏的情况。设 $\mathbf{x}_i(l)$ 和 $\mathbf{x}_j(l)$ 为局部传感器 1 的航迹 i 和局部传感器 2 的航迹 j 在 l 时刻的状态估计, 则它们的差为:

$$\mathbf{u}_{ij}(l) = \mathbf{x}_i(l) - \mathbf{x}_j(l) = [u_{ij}(1, l), u_{ij}(2, l), \dots, u_{ij}(n, l)]^T \quad (3-3-13)$$

其中, n 为状态估计的维数。设阈值矢量为 $\mathbf{e} = (e_1, e_2, \dots, e_n)^T$ 。最近邻域航迹关联准则为: 如果 $(|u_{ij}(1, l)| < e_1) \cap (|u_{ij}(2, l)| < e_2) \cap \dots \cap (|u_{ij}(n, l)| < e_n)$ 成立, 则认为航迹 i 和航迹 j 关联。若有两条以上的航迹被确定为与航迹 i 关联, 则选择使状态估计差 $\mathbf{u}_{ij}(l)$ 范数最小的那条航迹为关联航迹。多目标情况下可扩展为全局最近邻方法。

(2) 加权航迹关联。

设 \mathbf{x}_i 和 \mathbf{x}_j 为两个局部传感器的两条航迹的状态估计, \mathbf{P}_i 和 \mathbf{P}_j 分别是它们的状态估计误差协方差, 两条航迹的互协方差分别为 \mathbf{P}_{ij} 和 \mathbf{P}_{ji} , 并且有 $\mathbf{P}_{ij} = \mathbf{P}_{ji}^T$, 则加权法的检验统计量为

$$d_{ij}^2 = (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j)^T (\mathbf{P}_i + \mathbf{P}_j - \mathbf{P}_{ij} - \mathbf{P}_{ji})^{-1} (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j) \quad (3-3-14)$$

其中 d_{ij}^2 服从 χ^2 分布，其自由度等于状态估计的维数。如果 d_{ij}^2 低于由 χ^2 分布获得的某一门限，则认为两条航迹相关，否则认为不相关。

(3) 双门限航迹关联。

所谓双门限航迹关联是指，对于来自两个局部节点的 R 个估计误差样本，首先基于 χ^2 分布门限逐个进行假设检验，若低于门限值则计数器加 1，然后把计数器所计值与指定的数 L 进行比较，经过 R 次检验后，如果计数器的输出大于等于 L 则作出航迹关联判决，否则认为两条航迹不相关。

对于 $l=1,2,\dots,R$ ，仍选用加权航迹关联的统计量，并逐点计算：

$$d_{ij}^2(l) = [\mathbf{x}_i(l) - \mathbf{x}_j(l)]^T [\mathbf{P}_i(l) + \mathbf{P}_j(l) - \mathbf{P}_{ij}(l) - \mathbf{P}_{ji}(l)]^{-1} [\mathbf{x}_i(l) - \mathbf{x}_j(l)] \quad (3-3-15)$$

如果 $d_{ij}^2(l) \leq \delta$ ，则 $m_{ij}(l) = m_{ij}(l-1) + 1, m_{ij}(0) = 0$ ；当 $m_{ij}(l) \geq l$ 时，则认为航迹 i 和航迹 j 关联，否则认为不关联。

(4) 模糊航迹关联。

定义两条来自不用传感器的航迹 R_i 和 $R_j (i, j = 1, 2)$ 的统计距离为

$$d_{ij}^2 = \begin{cases} \|R_j - R_i\| & i \neq j \\ \|\Delta_i\| & i = j \end{cases} \quad (3-3-16)$$

其中， Δ_i 为对应的分辨率。利用模糊均值聚类算法确定 $\{d_{ij}\} (i, j = 1, 2)$ 之间的相似性度量：

$$u_{ij} = \frac{(1/d_{ij})^{2/(m-1)}}{[\sum_{s=1}^c (1/d_{sj})^{2/(m-1)}]} \quad \forall i, j = 1, 2 \quad (3-3-17)$$

其中， c 代表目标的总数。将其写成矩阵形式，

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} u_{11} & u_{12} \\ u_{21} & u_{22} \end{bmatrix} \quad (3-3-18)$$

式中， u_{ii} 表示传感器 $i (i = 1, 2)$ 分辨率的隶属度， u_{ij} 表示两个航迹 R_i 和 R_j 之间差值的隶属度，全局关联决策 D_g 通常总是根据最小精度传感器作出的，假设传感器 2 的精度较低，于是有

$$D_g = \begin{cases} 1 & u_{12} > u_{22} \\ 0 & u_{12} < u_{22} \end{cases} \quad (3-3-19)$$

最后，可将两个传感器航迹之间的相关性定义为：

$$R(1, 2) = \begin{cases} 1 & D_g = 1, \text{ 同一航迹} \\ 0 & D_g = 0, \text{ 不同航迹} \end{cases} \quad (3-3-20)$$

两条航迹关联以后，就可以在融合中心将关联航迹对进行融合。航迹一航迹的融合按关联分类也分量测序列的融合和状态估计的融合。分别有如下几种融合方法：

(1) 量测融合。

该方法先对量测序列进行加权融合，即以测量误差协方差为加权系数矩阵，对量测进行加权处理得到等效量测，将量测的融合结果送往滤波器进行航迹更新。设航迹 i 和航迹 j 在 k 时刻的新量测为 \mathbf{z}_k^i 和 \mathbf{z}_k^j ，假设它们的测量噪声是独立的，则最小均方误差下量测融合结果为

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{z}_k^i + \mathbf{R}_k^i (\mathbf{R}_k^i + \mathbf{R}_k^j)^{-1} (\mathbf{z}_k^j - \mathbf{z}_k^i) \quad (3-3-21)$$

其中 \mathbf{R}_k^i 是量测 \mathbf{z}_k^i 的协方差矩阵。融合后的协方差矩阵为

$$\mathbf{R}_k = [(\mathbf{R}_k^i)^{-1} + (\mathbf{R}_k^j)^{-1}]^{-1} \quad (3-3-22)$$

将该融合结果作为新量测送往滤波器，可以使用卡尔曼滤波或最小二乘法得到目标的状态估计，同时也可得到目标的预测位置 and 对应协方差矩阵，为下一时刻新量测的关联与融合做准备。

(2) 状态矢量融合。

设 \mathbf{x}_i 和 \mathbf{x}_j 为两个局部传感器的两条航迹的状态估计， \mathbf{P}_i 和 \mathbf{P}_j 分别是它们的状态估计误差协方差，两条航迹的互协方差分别为 \mathbf{P}_{ij} 和 \mathbf{P}_{ji} ，并且有 $\mathbf{P}_{ij} = \mathbf{P}_{ji}^T$ 。则系统的状态估计为

$$\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{x}_i + (\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{ij})(\mathbf{P}_i + \mathbf{P}_j - \mathbf{P}_{ij} - \mathbf{P}_{ji})^{-1} (\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i) \quad (3-3-23)$$

系统误差的协方差为

$$\mathbf{P} = \mathbf{P}_j - (\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{ij})(\mathbf{P}_i + \mathbf{P}_j - \mathbf{P}_{ij} - \mathbf{P}_{ji})^{-1} (\mathbf{P}_i - \mathbf{P}_{ji}) \quad (3-3-24)$$

当系统的公共过程噪声可以忽略时，两航迹的互协方差 \mathbf{P}_{ij} 和 \mathbf{P}_{ji} 可以忽略。该方法仅在最大似然意义下是最佳的。

(3) 模糊航迹融合。

模糊航迹融合是根据模糊航迹关联方法来进行后续融合的，它根据相应的隶属度对各条航迹进行组合，形成融合后的系统航迹。融合估计为

$$\mathbf{R}_f = \frac{\mathbf{R}_1 u_{11} + \mathbf{R}_2 u_{22}}{u_{11} + u_{22}} \quad (3-3-25)$$

其中， u_{11}, u_{22} 为模糊航迹关联时求得的传感器 1、2 分辨率的隶属度。

(4) 集中式多传感器信息融合。

对于完成量测序列关联的两条航迹，可以使用集中式多传感器信息融合的滤波模型来得到目标的状态估计，其中滤波方程如下（ N 为传感器的个数）：

$$\begin{aligned} \mathbf{X}(k+1|k+1) &= \mathbf{X}(k+1|k) + \sum_{i=1}^N K_i(k+1) \{Z_i(k+1) - H_i(k+1)X(k+1|k)\} \\ \mathbf{P}(k+1|k+1)^{-1} &= \mathbf{P}(k+1|k)^{-1} + \sum_{i=1}^N [P_i(k+1|k+1)^{-1} - P_i(k+1|k)^{-1}] \\ \mathbf{X}(k+1|k) &= \Phi(k) \mathbf{X}(k|k) \\ \mathbf{P}(k+1|k) &= \Phi(k|k) \mathbf{P}(k|k) \Phi(k|k)^T + \mathbf{G}(k|k) \mathbf{Q}(k|k) \mathbf{G}(k|k)^T \end{aligned} \quad (3-3-26)$$

(5) 分布式多传感器信息融合。

对于完成状态矢量关联的两条航迹，应用分布式多传感器信息融合的滤波模型可以得到目标的状态估计，其中滤波方程如下（ N 为传感器的个数）：

$$\begin{aligned} \mathbf{X}(k+1|k+1) &= \mathbf{P}(k+1|k+1) \{P(k+1|k)^{-1} X(k+1|k) \\ &\quad + \sum_{i=1}^N [P_i(k+1|k+1)^{-1} X_i(k+1|k+1) - P_i(k+1|k)^{-1} X_i(k+1|k)]\} \\ \mathbf{P}(k+1|k+1)^{-1} &= \mathbf{P}(k+1|k)^{-1} + \sum_{i=1}^N [P_i(k+1|k+1)^{-1} - P_i(k+1|k)^{-1}] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} X(k+1|k) &= \Phi(k)X(k|k) \\ P(k+1|k) &= \Phi(k|k)P(k|k)\Phi(k|k)^T + G(k|k)Q(k|k)G(k|k)^T \end{aligned} \quad (3-3-27)$$

航迹—航迹融合还有一些通用方法，如极大似然法、多传感器概率数据关联滤波器（Multisensor Probabilistic Data Association Filter, MSPDAF）、交互多模型（Interacting Multiple Model, IMM）/MSPDAF 方法等，都可用于航迹间融合。

3.3.2 时间关联融合

在对抗条件下，敌方目标为避免被跟踪经常出现突然变速、转向及释放诱饵等诱骗行动，潜艇传感器易丢失目标使得目标航迹不连续，即目标出现方位分裂、突然转向或“消失”一段时间后重现等情况时，在传统的纯方位关联算法基础上，结合同一目标功率谱/调制谱信息中的线谱频率、数量及能量分布相关性较强的特性，增加目标的功率谱、调制谱等特征级信息，辅助目标方位关联算法判断多目标的关联关系^[29]。

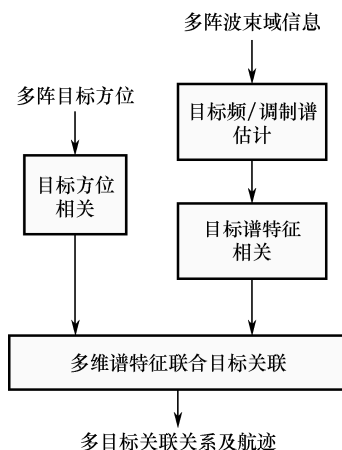


图 3-7 基于谱相关辅助的目标关联处理流程

1. 声呐特征分析技术

声呐信号处理过程中，通常提取的特征主要包括 LOFAR（Low Frequency Analysis and Recording）、DEMON（Detection of Envelope Modulation On Noise）以及混沌特征等。

（1）功率谱估计技术。

功率谱分析是谱分析中最常用的一种，它是在频域研究信号的功率随频率的分布规律，功率谱信号和信号的频谱有关。LOFAR 谱图分析是近十年以来比较具有代表性的被动声呐信号处理方法之一，该方法通过对连续的采样数据做短时傅里叶变换而构成信号表达的谱图，可以反映信号的非平稳特性。

信号的 LOFAR 谱图从时、频两个角度对信号进行描述。为了从信号的 LOFAR 谱图中提取特征向量，首先需要得到 LOFAR 谱图，对噪声信号进行处理和识别时，由于信号的不稳定性，如：由于辐射源位置、工况的变化而引起噪声能量在长时间段内的慢变化和噪声能量的短时爆发、噪声传播的多径效应以及水下声信道的时变特性等，都将导致其性质随时间发生比较明显的变化，因此不能应用常用的傅里叶表示方法，需采用其他方法对信

号进行处理。

(2) DEMON 谱估计技术。

在舰船辐射噪声中，螺旋桨节拍对舰船的宽带辐射噪声存在着明显的振幅调制，因此舰船辐射噪声具有鲜明的节奏感。这种幅度调制信号即包络信号携带着舰船的某些重要信息，得到了人们的高度重视。目标辐射噪声的 DEMON 谱是噪声信号的包络谱，DEMON 谱分析是从接收信号的高频调制谱中解调出线谱信息，通常要求待解调的信号为窄带信号，之后利用各种包络解调模型解调信号包络，对包络进行频谱分析。

在实际的分析过程中，由于目标距离较远，或者定位目标的主瓣偏移，又或是旁瓣中混入干扰目标等情况，常会使采集到的目标噪声的信噪比下降，解调效果降低，对此可利用噪声的独立性，通过多幅解调谱的平均作用，使得噪声得到抑制。有时，不同的目标，不同的舰速，所对应的调制频段也不同，某些频段上调制深度大，某些频段上调制深度小，调制深度越大，取出的 DEMON 谱信噪比就越高。为了显示不同频段的调制情况，通常的做法是将信号通过一窄带滤波器，得到窄带信号，然后取其包络。

为了综合利用各子带的调制信息，采用分别计算各频带信号的包络功率谱，将不同频带的包络功率谱累加，得到信号全频带的包络谱，也可称之为包络周期图法。具体方法如下：将信号在频域进行划分，使每一段信号满足窄带条件，同时又不能过窄，因为频带越窄，调制信号能量就越小；取每一频带信号的包络谱，将不同频带包络谱累加，得到的就是信号在全频带内的包络谱，称之为 DEMON 谱周期图法，原理如图 3-8 所示。

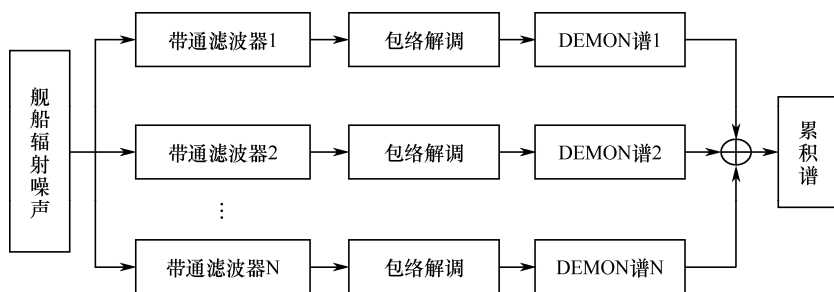


图 3-8 DEMON 周期图法原理

这样做的好处：一是可以方便地观察到各频段的调制情况，因为不同类型的舰船各频带的调制情况是不同的，即使同一类型的目标在不同工况下的调制情况也是不同的，这样可以为日后舰船的分类识别提供良好的特征信息；二是提高了信噪比，此方法类似于频谱分析时在时间上分段的周期图法，由于 DEMON 谱中信号（线谱）是稳定的，而噪声是随机的，因此可以起到噪声平滑效果，进而提高信噪比。

2. 特征辅助融合

目标特征是目标的固有信息，虽然不便直接用于航迹更新，但在提高目标跟踪性能、降低错误关联概率、有效区分目标和杂波方面可以起到重要作用^[30]。联合概率数据关联滤波（Joint Probabilistic Data Association, JPDA）算法作为一种常用的关联算法，通过计算量测集与各个目标的关联概率，实现关联的软分配，在多目标信息融合处理中得到了广泛的应用^[31,32]。两者的有效结合，即通用的特征辅助融合，可以实现目标在时间上的

关联融合。

特征辅助融合算法所需要的目标特征信息需具有以下几个特点：

- 获取性。目标的特征信息可以连续、稳定获取。
- 稳定性。目标的特征信息在一定时间段内是常量或者是缓变的。
- 差异性。不同目标的特征信息是可以区分的，同时区别于背景杂波和其他干扰源。

在一些实际情况下，前面提及的声呐功率谱、调制谱等几种量测特征具备上述几个特点，可以用于特征关联辅助算法。

JPDA 算法假设每个量测可能与每一个目标关联，即每一个目标的波门与整个探测区域一致。计算关于时刻 k 的下述联合关联事件的条件概率：

$$\theta = \bigcap_{j=1}^{m_k} \theta_{jt}, j=1, \dots, m_k; t=0, 1, \dots, T, \quad (3-3-28)$$

其中， t 表示目标， j 表示量测，总共有 m_k 个量测， T 个目标， θ_{jt} 表示目标 t 与量测 j 关联。

JPDA 定义了有效矩阵： $\Omega = [\omega_{jt}], j=1, \dots, m_k; t=0, 1, \dots, T$ ，

其中，二进制元素 ω_{jt} 表示量测 j 是否处于目标 t 的波门内。 $t=0$ 表示不属于任何目标，因为每一个量测都有可能来自杂波或虚警，所以 $t=0$ 这一列全部是 1。联合关联事件 θ 能表示成以下矩阵： $\hat{\Omega}(\theta) = [\hat{\omega}_{jt}(\theta)]$ ， $\hat{\omega}_{jt}(\theta) = \begin{cases} 1, & \theta_{jt} \subset \theta \\ 0, & \text{其他} \end{cases}$ 。

基于有效矩阵生成关联假设，可行事件要满足下面两个条件：

(1) 量测只能有一个来源，即 $\sum_{t=0}^T \hat{\omega}_{jt}(\theta) = 1, j=1, \dots, m_k$ 。

(2) 源于一个目标的量测不多于一个， $\delta_t(\theta) = \sum_{j=1}^{m_k} \hat{\omega}_{jt}(\theta) \leq 1, t=1, \dots, T$ 。

上式定义了一个目标检测指示符 $\delta_t(\theta)$ ，表示任一量测是否与事件 θ 中的目标 t 关联，即是否已经探测到目标。下面定义一个量测关联指示符， $\tau_j(\theta) = \sum_{t=1}^T \hat{\omega}_{jt}(\theta), j=1, \dots, m_k$ ，表示量测 j 是否与 θ 事件中的任何一个目标关联。用这种定义，事件 θ 中的虚假（不关联）量测数是： $\phi(\theta) = \sum_{j=1}^{m_k} [1 - \tau_j(\theta)]$ 。

在时刻 k 的联合事件 θ 的条件概率是：

$$\begin{aligned} P\{\theta(k) | Z^k\} &= P\{\theta(k) | Z(k), Z^{k-1}\} \\ &= \frac{1}{c} P[Z(k) | \theta(k), Z^{k-1}] P[\theta(k) | Z^{k-1}] \\ &= \frac{1}{c} P[Z(k) | \theta(k), Z^{k-1}] P[\theta(k)] \end{aligned} \quad (3-3-29)$$

其中， c 是归一化常数。量测 Z^k 包括目标的运动状态信息 $Z^{k,m}$ 以及特征信息 $Z^{k,s}$ ，根据上面的假设， $Z^{k,m}$ 和 $Z^{k,s}$ 是几乎相互独立的。其中，

$$p[Z(k)|\theta(k), Z^{k-1}] = \prod_{j=1}^{m_k} p[z_j(k)|\theta_{jt}(k), Z^{k-1}] \quad (3-3-30)$$

一个给定来源的量测的条件概率分布假定为

$$p[z_j(k)|\theta_{jt}(k), Z^{k-1}] = \begin{cases} N_t[z_j(k)], & \tau_j[\theta(k)] = 1 \\ V^{-1}, & \tau_j[\theta(k)] = 0 \end{cases} \quad (3-3-31)$$

即假设与目标 t 关联的量测满足高斯概率分布:

$$N_t[z_j(k)] = N[z_j(k); \hat{z}_t(k|k-1), S_t(k)] \quad (3-3-32)$$

\hat{z}_t 表示对目标 t 的预测量测, 它具有关联新息协方差 S_t 。

假设不与任何目标关联的量测在探测范围 V 的监视区域内是均匀分布的。因此,

$$p[Z(k)|\theta(k), Z^{k-1}] = V^{-\phi(\theta)} \prod_{j=1}^{m_k} \{N_t[z_j(k)]\}^{\tau_j(\theta)} \quad (3-3-33)$$

因为, $P\{\theta(k)\} = P\{\theta(k), \delta(\theta), \phi(\theta)\}$, 因此, 可以写为:

$P\{\theta(k)\} = P\{\theta(k)|\delta(\theta), \phi(\theta)\} P\{\delta(\theta), \phi(\theta)\}$, 假定探测的目标集合包括 $m_k - \phi(\theta)$ 个目标, 量测与目标分配事件 θ 数是由 m_k 个量测取 $m_k - \phi(\theta)$ 个量测的排列数给出的。假设每一个这样的事件先验等可能, 得到:

$$P\{\theta(k)|\delta(\theta), \phi(\theta)\} = (P_{m_k - \phi}^{m_k})^{-1} = \left(\frac{m_k!}{\phi!}\right)^{-1} = \frac{\phi!}{m_k!} \quad (3-3-34)$$

并且, $P\{\delta(\theta), \phi(\theta)\} = \prod_{t=1}^T (P_D^t)^{\delta_t} (1 - P_D^t)^{1-\delta_t} \mu_F(\phi)$, 其中 P_D^t 是目标 t 的探测概率, $\mu_F(\phi)$

是假量测数的先验概率质量函数。

由此可以得出关联事件 θ 的先验概率:

$$P\{\theta(k)\} = \frac{\phi!}{m_k!} \mu_F(\phi) \prod_{t=1}^T (P_D^t)^{\delta_t} (1 - P_D^t)^{1-\delta_t} \quad (3-3-35)$$

关联事件 θ 的后验概率:

$$P\{\theta(k)|Z^k\} = \frac{1}{c} \frac{\phi!}{m_k!} \mu_F(\phi) V^{-\phi} \prod_{j=1}^{m_k} [N_t[z_j(k)]]^{\tau_j} \prod_{t=1}^T (P_D^t)^{\delta_t} (1 - P_D^t)^{1-\delta_t},$$

$$\beta_{jt} = P\{\theta_{jt}|Z^k\} = \sum_{\theta} P\{\theta|Z^k\} \hat{\omega}_{jt}(\theta), j=1, \dots, m_k; t=0, 1, \dots, T \quad (3-3-36)$$

在实际的计算中, 通常假设概率计算如下:

$P\{\theta(k)|Z^k\} = \beta^{[N_M - (N_T - N_{nD})]} (1 - P_D)^{N_{nD}} P_D^{(N_T - N_{nD})} g_{ij}, \dots, g_{mn}$, 其中 g_{ij} 相乘的个数等于 $(N_T - N_{nD})$ 。 β 表示杂波概率密度, N_M 表示量测的数目, N_T 表示目标的总数, N_F 表示杂波的数目, N_{nD} 表示没有探测到的目标数目。

$$g_{ij} = \frac{e^{-\frac{d_{ij}^2}{2}}}{(2\pi)^{M/2} \sqrt{|\mathbf{S}|}}, \quad d_{ij} \text{ 是归一化的距离, } \mathbf{S} \text{ 是残差协方差阵。}$$

鉴于传统 JPDA 算法中计算量指数增长的问题, Fitzgerald 提出了一种简化的 JPDA 算法, 近似地给出目标与量测的关联概率:

$$P_{ij} = \frac{G_{ij}}{S_{ii} + S_{jj} - G_{ij} + B}, \quad (3-3-37)$$

P_{ij} 表示航迹 i 与量测 j 关联的概率, 其中, G_{ij} 表示航迹 i 与量测 j 关联的高斯似然函数。

$$G_{ij} = \frac{1}{\sqrt{\det \mathbf{A}_{ij}}} \exp\left(-\frac{1}{2} \mathbf{r}_{ij}^T \mathbf{A}_{ij}^{-1} \mathbf{r}_{ij}\right), \quad (3-3-38)$$

\mathbf{r}_{ij} 表示量测 j 对航迹 i 的新息 (或者叫残差), 在计算中引入特征量, 从而调整新息的大小, \mathbf{A}_{ij} 是新息的协方差阵, 可以表示为 $\mathbf{H}\mathbf{M}\mathbf{H}^T + \mathbf{R}$, \mathbf{R} 为量测误差的协方差阵, \mathbf{H} 为量测矩阵, \mathbf{M} 为预测状态的协方差阵, 通过标准的卡尔曼滤波得到。

S_{ii} 是关于航迹 i 的所有 G 的和, S_{jj} 是关于量测 j 的所有 G 的和。分母中的 B 是关于探测概率以及杂波密度的一个有偏项, 通常情况下 $B = 0$ 就可以满足算法的要求。

3.4 态势估计

随着作战环境、作战任务的不断发展和变迁, 作为信息融合的高层功能, 态势估计得到了越来越多的重视并取得了大量研究成果, 其在作战使用中的地位和重要性进一步凸显, 国外先进海军也装备了多型相关系统。但是由于态势估计涉及指挥人员等大量不确定性因素, 具有相当的复杂性, 其理论研究和具体实现仍需进一步研究^[33,34]。

3.4.1 概略态势分析

潜艇为保持其隐蔽性, 一般只以被动声呐探测目标, 在与目标接触的初期, 受限于被动探测系统的可观测性问题, 常常不能得到清晰的战场态势, 于是需要快速、概略地进行态势分析, 以供潜艇作战使用。

对于纯方位目标定位与跟踪系统而言, 观测平台的机动是系统可估的必要但不充分条件, 在纯方位目标定位与跟踪问题中, 观测平台的机动对目标参数估计起关键性的作用。在潜艇跟踪初期, 其主要任务是快速明晰战场态势, 供指挥员决策, 确定作战对象, 根据作战目的, 采取必要机动以获取目标精确参数。在本艇未机动前, 无法获取目标完全解, 但可进行相对运动分析, 获得: 相对航向、平滑方位、方位变化率、相对速度与初距比值等相对运动参数, 根据获得的方位变化率改变量可判断目标是接近还是远离。

当本艇匀速直航时, 仅有方位数据要得到完全解是不可能的。但当设定粗略的目标距离、速度、航向中的任何一个值时便能得到完全解。由于目标距离是潜艇进行作战决策和武器使用时考虑的一个重要参数, 在获取完全解时常设定粗略的目标速度值, 进而获得目标距离的粗略估值, 用这种距离值来判断目标是否在武器射程之内。

速度矢量关系如图 3-9 所示:

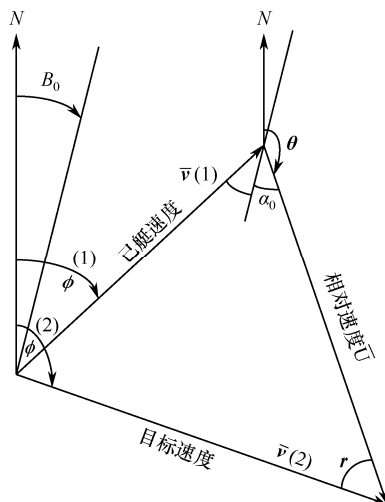


图 3-9 速度矢量关系

方位—时间关系的泰勒展开式的近似式为：

$$B = a + b(t - t_0) + c(t - t_0)^2 \quad (3-4-1)$$

其中，

$$\begin{aligned} a &= B_0 \\ b &= U/R_0 \sin \alpha_0 \\ c &= (U/R_0)^2 \sin \alpha_0 \cos \alpha_0 \end{aligned} \quad (3-4-2)$$

在远距离时，对方位—时间曲线的近似精度要比近距离时的高。方位对时间的最小二乘处理获得矩阵方程如下：

$$\begin{aligned} u &= CV \\ u &= [abc]' \\ V &= \begin{bmatrix} \sum B_i \\ \sum B_i(t_i - t_0) \\ \sum B_i(t_i - t_0)^2 \end{bmatrix} \\ c &= A^{-1} \\ A &= \begin{bmatrix} n & \sum (t_i - t_0) & \sum (t_i - t_0)^2 \\ \sum (t_i - t_0) & \sum (t_i - t_0)^2 & \sum (t_i - t_0)^3 \\ \sum (t_i - t_0)^2 & \sum (t_i - t_0)^3 & \sum (t_i - t_0)^4 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-4-3)$$

式中， B_i 是在 t_i 时刻获得的方位， n 为量测个数。得到的系数 a 、 b 和 c 用来计算相对运动参数。

相对运动参数是在己艇机动的一条单航迹段上获得的那些量。对时间微分得： $\dot{B} = b + 2c(t - t_0)$ 。再微分得： $\ddot{B} = 2c$ 。 \ddot{B} 作为一个主要项可以表征目标是远离或是接近。

相对舷角是由初值的关系式

$$\alpha_0 = \tan^{-1}(b^2/c) \quad (3-4-4)$$

和任一以后时刻 t 的关系式

$$\alpha(t) = \alpha_0 + B(i) - a \quad (3-4-5)$$

得到的。

相对航向则由 $\theta = \pi - \alpha_0 + a$ 求出。

相对速度与初距之比可以表示为：

$$U/R_0 = b/\sin \alpha_0 \quad (3-4-6)$$

或者

$$U/R_0 = \left[\frac{c^2 + b^4}{b^2} \right]^{1/2} \quad (3-4-7)$$

当己艇匀速直航时，仅有方位数据要得到完全解是不充分的。但若能得到目标距离、航向、速度中的任何一个的粗略估值便能得到完全解。

3.4.2 短时态势预测

短时态势预测是根据当前态势、态势元素的当前状态以及目标运动规律，预测未来较短时间内的态势。更精确地说，是根据目标历史空间位置的探测数据预测目标未来空间位置以及运动状态参数的理论。短时态势预测主要解决在短时间内无态势感知信息情况下态势更新的问题，主要解决如何根据传感器的量测数据实时地、准确地估计目标未来时刻的运动状态，也就是目标状态的估计问题^[35]。

短时态势预测其本质是目标轨迹预测，目标轨迹预测问题与其他领域中的预测问题存在很大区别。在短时态势预测中，目标运动的轨迹在预测时间内通常符合一定的运动规律，可以用一个数学模型描述，是一个确定性的运动过程。但如何准确估计运动模型结构及参数，这是目标预测中的一个难题，最小二乘法、维纳预测、卡尔曼滤波都属于这个理论解决的范畴。

1. 典型的短时预测方法

(1) 维纳预测。

利用统计信息估计的系统参数都是存在误差的，而维纳提出了最优的预测公式，给出了一种参数估计及状态预测估计方法，该方法能使统计参数估计误差在理论上达到最小。正如他自己所说：“统计理论要求我们对所观察的时间序列的过去具有充分的知识，但无论在任何场合，我们都不能满足这个要求，因为我们的观测不能追溯到无限的过去。为了突破这个限制条件，使我们的理论发展成为一个实用的预测理论，必须推广现有的抽样方法”。后来卡尔曼提出的滤波方法以及勃克斯·詹金斯提出的预测方法，正是这样做的，并且均取得了实用的结果^[36]。

离散情况下维纳预测的过程是，在给定 $x_t, x_{t-1}, x_{t-2}, \dots, x_{t-n}$ 的情况下构造一个 x_{t+m} 的线性最小二乘预测。假设 x_t 的谱密度函数 $h(w)$ 满足条件：

$$\int_{-\pi}^{\pi} \log \{h(w)\} dw > -\infty \quad (3-4-8)$$

则 x_t 可以写为一个单边线性过程:

$$x_t = \sum_{u=0}^{\infty} g_u \theta_{t-u} \quad (3-4-9)$$

最小二乘预测具有如下形式:

$$\hat{x}_{t+m} = \sum_{u=0}^{\infty} a_u x_{t-u} \quad (3-4-10)$$

其中, $\{a_u\}$ 是可被确定的常值序列。设 $R(s)$ 为 x_t 的自协方差函数, 可得

$$\begin{aligned} e(m) &= E[\{x_{t+m} - \hat{x}_{t+m}\}^2] \\ &= R(0) - 2 \sum_{u=0}^{\infty} a_u R(m+u) + \sum_{u=0}^{\infty} \sum_{v=0}^{\infty} a_u a_v R(u-v) \end{aligned} \quad (3-4-11)$$

对 a_u 的 $e(m)$ 求导数并令其等于零, 得

$$\sum_{v=0}^{\infty} a_v R(u-v) = R(m+u) \quad (3-4-12)$$

其中, $u=0,1,2,\dots$ 。这就是著名的维纳—霍夫方程。若我们限制 \hat{x}_{t+m} 为有限个过去观测值 $x_t, x_{t-1}, x_{t-2}, \dots, x_{t-n}$ 的线性函数, 则得到的是一个有限记忆预测。

(2) 卡尔曼预测。

卡尔曼预测算法是现在使用较多的一种跟踪滤波和预测方法。

设态势中某目标在时刻 k 的状态向量估计为 \hat{X}_k , 预测其在 l 个周期后的状态向量 $\hat{X}_{k+l|k}$, 预测方程为:

$$\begin{aligned} \hat{X}_{k+l|k} &= F_k \hat{X}_k \\ \hat{P}_{k+l|k} &= F_k \hat{P}_k F_k^T + Q_k \end{aligned} \quad (3-4-13)$$

其中, F_k 为目标 k 时刻的运动模式矩阵, \hat{P}_k 为 k 时刻目标状态估计的误差矩阵, $\hat{P}_{k+l|k}$ 为 $k+1$ 时刻的预测误差矩阵, Q_k 为预测模型的模型噪声矩阵。

2. 影响因素分析

影响短时态势预测精度的因素主要有两个方面:

(1) 观测误差。

由于传感器存在量测误差, 导致当前态势目标估计以及预测模型都会产生误差。在各类指控系统中, 受安装条件、测量时天气、地构、海浪, 以及各种人为或自然干扰的影响, 传感器观测数据中通常带有不同程度的随机误差、系统误差或粗大误差。由于这些观测误差的存在使得对当前态势、当前目标状态以及目标运动模式的估计都存在误差, 这将会降低短时态势预测的精度。

(2) 预测模型误差。

预测模型是预测理论的重要方面之一, 预测模型的精度极大地影响预测结果的精度, 这个问题在短时态势预测中尤为明显。目标的运动模型可以用一个数学模型精确描述, 而一个准确的模型与一个不准确的模型的预测性能可能会相差很多。例如, 实际应用中, 在目标发生机动的情况下, 如果采用一次模型 (即匀速直线运动模型) 进行短时态势预测, 所得的预测航迹就会呈现锯齿状, 与目标真实的运动航迹存在较大偏差。模型误差难以克

服主要是因为现代目标机动性能增强，目标的运动模式趋向多样化和复杂化，很难实时地辨识出目标运动模式的变化并准确估计目标的运动模型。同时观测误差的存在也增加了预测模型估计的难度。模型误差的存在将会影响目标预测的精度，当模型误差存在较大偏差时，会导致预测错误。

3.4.3 意图分析

意图分析是对战斗区域内敌方将要达成的战术目的和作战计划进行判断和评估。也就是依据各种信息源得到的信息，结合参战各方力量的部署、战场环境、敌方战斗序列和战术条令理解、我方所承担的作战任务，对战术态势进行解释，辨别敌方战术意图和作战计划的过程。

概括来讲，意图分析主要有两类方法：一类是采取基于逻辑的假设推理方法，Frank Mulder 利用这种方法对战术规划问题进行了形式化描述；另一类方法是基于统计的不确定推理方法，通常采取贝叶斯网或动态贝叶斯网构建模型^[37]。

1. 意图分析基本模型

意图分析一般过程包括：根据信息源提供的信息，进行对敌作战意图的特征提取，然后通过一定的推理机制，得到对敌作战意图的分析结果，一般包括信息获取、特征提取、意图推理等环节。从使用信息角度看，除利用目标实时数据形成的战场态势外，还涉及多种因素，诸如敌我双方采用的战术、武器装备性能、环境约束等^[37]，其实现方法主要有：

(1) 基于最近邻法的意图分析。

该方法首先通过对舰艇作战意图特征向量寻求其对应的标准值，其分量并非特定值，而是存在一个离散或连续的取值范围，即每个意图具有一个标准特征向量，而不是分布于意图特征库中的各种取值；然后计算待分析意图特征向量与意图类别标准特征向量的相似度，对不同特征分量赋予不同的权重，最后基于最大相似度原则给出敌舰艇作战意图。

(2) 基于模板匹配的意图分析。

该方法基于目标意图特征库，将对敌平台意图推理的过程看作是将观察到的目标意图特征与目标意图特征库中各意图的可能取值进行特征匹配的过程，从而大大简化目标意图分析的复杂度，避开繁杂的规则库创建和烦琐的知识搜索推理过程，易于工程实现。

意图推理通常采取“等和看”的策略，根据不断到来的信息逐步达到对敌方意图的辨别，这是由意图推理输入信息的特性决定的。目标意图推理的输入信息通常是在不同的时间通过不同的手段获得的，因此输入信息本身具有时间上、空间上和序列上的分布性。时间上的分布性是指不同来源的目标信息往往是非同步的，空间上的分布性是指不同的信息来源具有空间分布的特点，序列的分布性指输入信息不是一个完整的数据流，即在某一时刻信息往往是不完备的甚至是缺失的。因此，试图在获取所有的相关信息后进行目标意图的综合判断是不现实的，在信息局限的条件下，只能通过对目标意图的分解表示，即从最易于识别的意图出发，逐步对分解意图进行分析，从而达到对目标所有可能意图的辨识，再通过合成实现意图的综合表示。

2. 作战意图分析技术

目标攻击意图判断是典型的模糊不确定问题。当前对目标攻击意图的判断主要采用两种

方法：多属性决策和基于知识推理。多属性决策方法可以综合处理大量信息且计算速度快，但缺乏推理能力。基于知识推理方法可以利用已有的大量知识，但为解决“组合爆炸”问题要求输入信息的数量不能太多，并且其计算量巨大，难以满足时效性要求。另外，当输入信息数量过多时，由于领域专家的直觉、经验、窍门和启发式知识缺乏明确的逻辑联系，有时很难把这些知识及它们之间的相互关系表达得十分清楚，且知识完备性也难以保障。

（1）基于战术推理的意图分析。

利用战术知识推理进行目标作战意图分析，主要分为我方观测到的目标的战术行为即事件的检测，和基于事件检测结果的作战意图推理。其中，事件检测是利用战术推理进行意图分析的输入前提，具体是指根据战场中各个平台的当前状态信息和历史状态信息，判断出平台在当前时刻所进行的活动。

意图分析中的平台事件可分为三大类：一类为目标机动事件，如目标加速、减速和变向等事件；另一类为辐射源事件，如某型号辐射源开/关机事件；还有一类是与目标和目标群相关的事件，如发现新目标、目标消失、目标群的分批和合批等事件。平台事件的大致分类如图 3-10 所示^[38]。

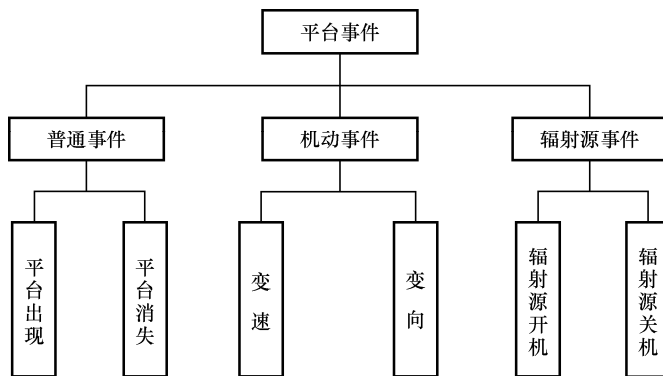


图 3-10 平台事件类型

在检测到发生的相关事件后，就可以将其作为因果推理的输入，对目标的作战意图进行分析。不同的事件及其组合与作战意图的对应关系需要战术作战知识的支撑。

（2）基于多属性决策的意图分析。

由于体现水下目标攻击意图的特征可以分为相对独立的部分，如目标航向变化特征、目标速度变化特征、目标距离变化特征等，因此可以利用这些相对独立的信息分别进行推理，获取目标基于这些信息的攻击意图可能性，然后采用多属性决策方法将所有信息的推理结果结合当前态势信息进行综合，以获取目标的攻击意图^[39]。

在各个相对独立的信息与攻击意图之间的可能性的结果基础上，目标攻击意图分析多属性决策模型将多个特征的意图分析结果进行综合。以各攻击意图可能性为属性值，选取合适的综合算子，如加权平均算子或乘法合成算子，对模型进行综合，获取各目标的综合攻击可能性。采用合适的方法，如专家打分法，确定各相对独立信息的权重，同时可考虑用要素解算误差的在线估计来得到各特征的权重，如果要素解算结果较差，该特征的结果弃用或权值很小。

采用加权平均算子对结果进行综合，此处主要考虑舷角、距离、速度、目标主动脉冲

特征、目标类型、目标属性等多个特征，则攻击意图的综合隶属度为

$$Bel_syn(t) = \sum_{i=1}^n w_i Bel_i[x_i(t)] \quad (3-4-14)$$

其中， $x_i(t)$ 为 t 时刻不同特征的取值， w_i 分别为上述多个特征的权值，其和为 1。也可以采用乘性合成法则，对应的攻击意图的综合隶属度为

$$Bel_syn(t) = \prod_{i=1}^n Bel_i[x_i(t)]^{w_i} \quad (3-4-15)$$

3.4.4 威胁估计

威胁估计是信息融合高层处理中的重要组成部分。威胁估计输入为第 1 级和第 2 级融合的结果，一般通过定量地估计敌方力量和确定预计的敌人行动路线等方式，对敌方部队能力和意图进行评估，在此基础上给出关于敌方威胁的一个综合判断，以指导己方部队的进一步行动。潜艇威胁估计的任务是综合收集到的目标、环境及本艇信息，估计潜艇所受到目标的威胁程度。

在进行威胁估计时对影响因素进行深入全面的分析是实现准确威胁估计的前提。通常是将威胁影响因素进行归纳，然后采用模糊综合评判、层次分析法、直觉模糊推理等方法进行综合评估。例如，在对水下多目标进行威胁评估时将影响水下目标威胁评估的主要属性归纳为：水下目标的类型、速度、距离、深度、方位、航向角等几个方面，利用层次分析法计算各指标的权系数和威胁度并进行排序。

1. 目标发现本艇判断

目标发现本艇判断是威胁评估的关键，一旦潜艇失去隐蔽性就会处于被动挨打的地位，而目标发现潜艇的困难性，正是潜艇作战区别于水面舰艇的主要特点。目标发现潜艇，进而攻击潜艇，是其对我具有威胁的先决条件。用于目标发现本艇判断的因素集主要有：目标类型、敌我距离、声呐变化、航态变化^[37]。

(1) 目标类型。

根据声呐对目标类型识别结果，当目标类型为非战斗舰船（如商船、渔船）时，由于非战斗舰船通常不装备声呐设备，因此可认为其无法发现水下状态的潜艇；水面战斗舰艇和潜艇通常具有声呐、磁探仪等探潜设备，具有发现潜艇的能力，但具体发现与否要根据其他因素确定。

(2) 敌我距离。

当目标为水面战斗舰艇、潜艇时，在不同敌我距离上对应一个不同的发现概率，其受声呐探测距离、海情、水文条件等因素的影响。根据目标类型、目标携带传感器探测能力、水文条件等，可以确定目标探测区域，从而判断潜艇是否进入目标探测范围，是否被发现。

(3) 声呐变化。

声呐变化包括声呐突然改变搜索方式、脉冲间隔和信号强度等，当水面舰艇发现附近海域可能有潜艇时，通常会改变声呐探测方式做进一步确定，但考虑到目标声呐的变化具有一定不确定性，不能完全证明为发现潜艇。

(4) 航态变化。

为了规避潜艇的攻击，舰艇航行时通常不定周期地改变航速或航向。但是当发现有潜艇时，舰艇通常也会紧急改变航向、航速或编队队形，因此当潜艇听测到目标航向、航速或编队队形发生明显变化时，一定程度上应认为目标可能已发现潜艇。

2. 多因素威胁指数计算

威胁指数计算主要用于对平台自身威胁程度进行评估，暂不考虑平台使用武器进行打击的过程。这是因为目标使用武器打击必须有攻击意图，在目标没有攻击意图时，计算的威胁时间没有太大意义，单纯依赖威胁时间进行威胁评估不够准确，而根据平台相对我艇的运动态势对平台的威胁程度进行实时计算，能严格监测平台威胁的变化。影响威胁评估的几个因素包括：

(1) 目标类型。

根据目标类型量化其威胁程度，目标类型量化值越大，威胁程度越高。

(2) 目标速度。

对于目标速度，通常速度越高，目标的威胁程度越大，其转化曲线如下图所示，其中 v_1 、 v_2 与目标类型有关。

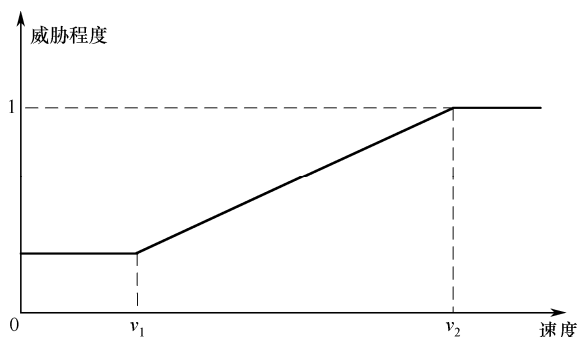


图 3-11 目标速度的威胁程度转换曲线

(3) 目标航向/舷角。

本艇没有机动时可观察目标舷角，舷角越小，威胁程度越高；本艇机动时观察目标航向，如果目标航向远离或没有变化，则威胁程度小。可参考如图 3-12 所示的转换曲线：

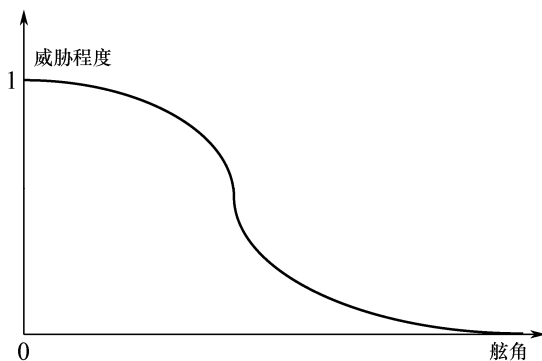


图 3-12 目标舷角的威胁程度转换曲线

(4) 脉冲重复周期。

脉冲重复周期越短，威胁越大，通常情况下将其与一阈值进行比较，小于阈值即置一级威胁。

(5) 雷达载频。

载频越高威胁程度越高。例如，可采用如下的隶属度函数：

$$\mu(x) = \begin{cases} 1 & f_3 < x \leq f_4 \\ \beta & f_2 < x \leq f_3 \\ \alpha & f_1 \leq x \leq f_2 \end{cases} \quad (3-4-16)$$

其中， x 为载频量测值， $f_1 < f_2 < f_3 < f_4$ 为载频分段设定值， $0 < \alpha < \beta < 1$ 为隶属度经验设定值。

(5) 多因素综合。

将多个威胁因素进行综合计算得到威胁指数。为了能够全面反映各个因素的重要性，既考虑指挥员的作战经验，又兼顾客观信息数据，采用层次分析法的主观赋权法和客观的熵值法相结合，确定不同因素的最终权重。为了放大各因素之间的重要性差异，采用乘法合成法对各因素进行组合赋权，具体公式为：

$$w_j = \frac{\alpha_j \times \beta_j}{\sum_{j=1}^n \alpha_j \times \beta_j} \quad (3-4-17)$$

其中， α_j 和 β_j 分别为求得第 j 个因素的权重。

3. 威胁时间计算

威胁时间是威胁判断的重要指标之一。对于潜艇平台，通常的威胁时间是指从威胁判断进行的瞬时到预计目标使用的武器可能到达本艇的时间。不同的目标类型，其威胁时间的计算有一定的差别。

对于武器如导弹、鱼雷，威胁时间是通过直接计算其飞临时间得到，即命中我方平台的时间。例如在防空目标威胁程度计算中，考虑了目标的飞临时间与我方阵地的最小射击周期之间的关系，由于目标是导弹，本身就是来袭武器，所以这样的计算是合理的。

对于舰艇目标，威胁时间的计算需要考虑其距我方平台的距离，根据是否有攻击意图，判断其可能使用的攻潜武器，并计算武器抵达我平台的时间；或者判断是否使用直升机搜潜，再计算直升机搜潜攻潜的过程和威胁时间。

对于飞机目标，一旦侦测到其对我进行多次吊放声呐探测或浮标探测，则说明其对我已经实时跟踪，下一步要发射空投鱼雷，则其威胁时间很短，为一级威胁。目前由于直升机探潜的复杂性，估计威胁时间比较麻烦，已有方法是根据探测概率反推出威胁时间。

从潜艇作战出发，针对目标为水面舰艇的情况，给出威胁时间 T_w 的基本公式为：

$$T_w = T_f + \text{Max}(T_b, T_g, T_z) + T_s + T_y \quad (3-4-18)$$

式中，

T_w 为威胁时间;

T_f 为发现时间, 指从现在起到敌方确认发现本艇的时间;

T_b 为备便时间, 指从敌方确认发现开始到武器备便的时间;

T_z 为占位时间, 指从确认发现到占领发射阵位的时间;

T_g 为观察时间, 指从确认发现到求出稳定的本艇要素的时间;

T_s 为发射时间, 指从 T_b 、 T_g 、 T_z 后到完成武器发射的时间;

T_y 为相遇时间, 指武器发射后与本艇相遇的时间。

由上可见, 计算中涉及目标类型、攻潜武器, 对我发现距离、战术态势(距离、方位、敌我运动要素、深度)、潜艇航行状态和目标回声间隔等多方面因素。其中, 发现时间的计算最为重要, 其他的需区别情况具体计算。

3.5 传感器管理

作为信息融合的高层功能, 传感器管理就是利用有限的传感器资源, 满足对多个目标和扫描空间的要求, 以得到各具体特性的最优度量值, 并以这个最优准则对传感器资源进行合理科学的分配。简单地讲, 传感器管理的核心问题就是依据一定的最优准则, 确定选择何种传感器以及该传感器的工作方式及参数^[40]。

3.5.1 基本原理

潜艇信息融合意义上的传感器管理, 主要包括对声呐探测模式、雷达工作方式、光电桅杆使用时机等的管理和控制。

从管理内容上, 可以分为“粗”管理和“精”管理。“粗”管理主要包括: 传感器的使用与否、使用范围、传感器的信息是否输入; “精”管理主要包括: 具体的探测波门设定、信息查印证等。也可分为两级管理: 微观传感器管理和宏观传感器管理。微观级传感器管理主要完成具体的单传感器探测任务的执行, 它包括传感器任务队列和时间队列的生成与管理, 还有各传感器间紧密关联的信息融合; 宏观级传感器管理主要完成传感器任务的选择、传感器资源的分配、任务执行情况的评估与预测以及传感器间的松散信息融合。

从管理对象上分, 潜艇传感器管理可以分为三层, 第一层是单个传感器的管理(如允许改变主被动模式和指向的声呐); 第二层是安装在潜艇平台上的传感器系统管理(如对各个传感器的不同特性及时间的最有效利用); 第三层是潜艇控制的艇外传感器管理(如浮标、无人水下航行器等的协同定位、接替跟踪等)。

国内外普遍认同的传感器管理框图如图 3-13 所示。

多传感器系统由多个单传感器组成, 对于每种传感器, 它们都具有自身的工作模式、工作参数和调度方式。因此, 在考虑多传感器管理策略之前, 应该首先了解每种传感器自身的调度策略, 以便明确多传感器管理的目的与方式。

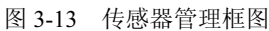


图 3-13 传感器管理框图

在一个多传感器系统中,不仅包含由多个传感器组成的互补体系,而且要适当地管理这些传感器,按某种工作准则获得最优的数据采集性能。这些数据采集准则包括探测和跟踪性能、搜索范围和速率、发射控制、搜索范围对时间的连续性以及目标识别等。运行于多目标环境中的传感器系统,要求将目标按威胁程度、截获时机以及传感器的需求等因素加以排列,以便将传感器科学合理地分配给目标。由于不同传感器的特性和承担的任务不同,我们对传感器管理的要求也不同。由于声呐被动探测的特性,在空间上的管理主要是波束的指向性控制,时间上主要是主动被动方式的转换。

在实际应用中, 传感器资源的相对不足、目标环境机动性的增强及不确定性的增加, 都增加了传感器对目标有效分配的难度。当多个传感器同时用于多目标的检测、跟踪和识别时, 必须解决传感器与目标之间以及检测、跟踪和识别之间的资源分配问题, 也就是如何在一定条件下合理充分利用传感器资源以满足系统最优性能的要求。另一方面, 受客观环境的限制, 某些传感器不能充分发挥其功能, 为了某种军事目的而对传感器使用所提出的具体限制, 再加之传感器资源本身的限制, 这些都需要对传感器资源(包括传感器本身的资源以及传感器之间的资源)进行协调分配, 以使系统取得最优的整体性能。传感器管理的基本内容应该包括以下三个方面:

(1) 空间管理。

给出传感器的搜索检测方位，对于监测应用来说，传感器的视野必须有规律地移动（即扫描），以搜索并截获新的目标，或者周期性地重复再现目标点，以获得一条运动目标的航迹。

(2) 时间管理。

在传感器必须与其他传感器或与目标环境中的事件同步的情况下（例如目标检测、航迹跟踪、电子对抗），要求对传感器的操作进行定时管理。

(3) 模式管理。

许多传感器的工作模式是可变的，模式管理就是通过对传感器内部参数的设定来选择传感器具体的工作模式，这包括对传感器的孔径、搜索模式、信号波形、功率级和处理技术的选择。

传感器管理功能包括目标排列、事件预测、传感器预测、传感器对目标的分配、空间和时间范围控制以及配置和控制策略。主要包括：

(1) 目标优先级处理。

为了确定综合使用传感器资源的方案，必须首先建立目标（和可能的搜索空间）的相对优先级。目标优先级处理的输入信息可能包括人为指定的优先级、当前的目标状态（来自航迹文件）以及未来的目标状态（来自事件预测功能）。目标优先级处理的输出（目标优先级、目标函数）能指出未来可能的威胁或事件。

(2) 传感器空间和时间作用范围控制。

控制传感器空间和时间覆盖范围的目的是不丢失已发现的目标，同时还要搜索进入传感器组监视空间的新目标。传感器空间和时间覆盖范围的控制受任务模式、操作人员人工输入以及当前态势的影响。

(3) 传感器配置和控制策略。

利用传感器空间和时间范围控制提供的信息，将传感器分配方案转换成对传感器的操作命令。当然，这里还必须考虑以下一些附加的控制要素：

- 反对抗措施。通过控制传感器频带、空间和时间的使用来管理我方传感器，可使我方传感器对敌方对抗措施（如干扰、欺骗和利用）的抗干扰能力达到最优，从而避免敌方对抗措施对我方传感器系统测量的影响。
- 发射控制。由于一些有源传感器发射的能量可能被敌方传感器探测到，并被敌方利用，所以有必要控制这些传感器的发射功率、脉冲宽度、空间覆盖和工作模式等，尤其是对外通信、主动声呐的使用、潜望镜的使用等。在策划战事时常常要用这种控制将传感器组的被检测概率或被识别概率降至最小。
- 目标指示和交接。任何传感器的空间覆盖和搜索能力都是有限的，当目标从一个传感器 A 的搜索区域进入另一传感器 B 的搜索区域时，就必须给传感器 B 发一组搜索命令，控制（指示）传感器 B 去搜索并截获由传感器 A 指明的目标。各部声呐的探测有一定的范围，当一部声呐在一定范围内探测到目标，可以指示另一部声呐也进行探测，提高探测的效果；或者当目标从一个探测区域进入另一个探测区域时，指示另一个声呐进行有目的的探测，以便顺利交接，提高态势清晰度。

传感器管理还有许多问题值得进一步研究，主要表现在：

- 基于计算机网络的分布式、多平台、多融合中心的传感器管理及其数据融合技术的研究。
- 建立数据融合系统性能评估的指标体系，以便为传感器管理提供更为科学合理的依据。
- 针对传感器管理系统，建立一闭环传感器函数，分析系统的全局稳定性。
- 需要进一步研究模糊逻辑、神经网络等技术在传感器管理中的应用。

3.5.2 艇载传感器管理示例

(1) 声呐管理控制。

在使用时机方面，包括对主动声呐的使用时机控制、拖曳声呐的收放控制以及通信浮标的布放等管理。在声呐具体工作方面，主要包括通信声呐的指向范围、目标频谱信息提取、信息的查印证，对声呐波束形成方法、算法波门和阈值、发射接收时机、开关机、能量大小、指向性等进行控制等。

(2) 雷达/电子侦察设备管理控制。

在使用时机方面，包括雷达/电子侦察设备的升降、设备的开关机。具体使用方面，包括雷达测量的精度设置、电子侦察设备的信息提取及查印证等。

(3) 潜望镜/光电桅杆管理控制。

在使用时机方面，包括潜望镜/光电桅杆的升降、探测扇面的控制等，在具体使用方面，包括目标信息的提取、图像信息的存取和分析等。

3.6 模拟仿真

3.6.1 纯方位关联

潜艇水下探测通常使用的传感器为综合声呐、舷侧阵声呐和侦察声呐等，获取的目标信息主要是方位，因此纯方位信息的关联融合就是潜艇信息融合处理最主要也是最重要的处理。假设观测平台初始位置在坐标原点，观测平台周期探测且没有漏测，采样间隔为 10 s，各目标量测噪声是独立同分布的，方位量测误差 σ_b 为 0.3° 。采用典型本艇机动模式。典型多目标态势下具体参数见表 3-4。纯方位关联融合的效果见图 3-14。

表 3-4 典型态势

态势	目标	X 坐标/m	Y 坐标/m	航向/ ($^\circ$)	航速/ (m/s)
1	1	35981	20774	135	10
	2	34574	24209	135	10
	3	32981	27675	135	10
	4	31213	31213	135	10

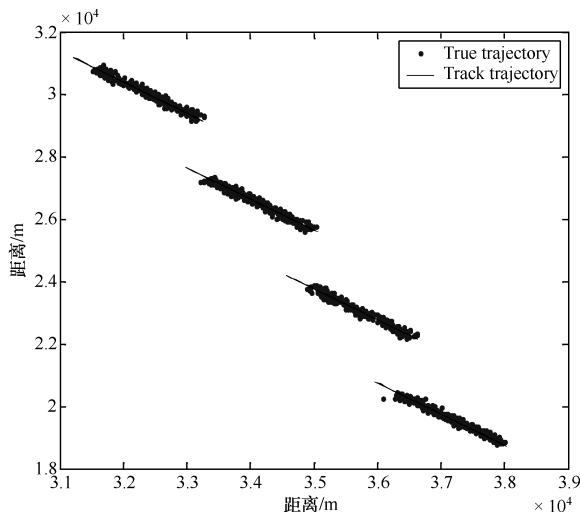


图 3-14 纯方位多目标跟踪态势

从图中可以看出, 算法较好地满足了多目标跟踪的要求, 跟踪航迹与真实航迹基本吻合。

3.6.2 特征辅助关联

在有目标交叉、机动等复杂态势情况下, 传统的纯方位关联融合方法性能会有所下降, 而结合特征信息进行辅助关联一定程度上能提高关联融合的性能。利用蒙特卡洛仿真方法进行验证, 传统的纯方位关联方法处理效果如图 3-15 所示。

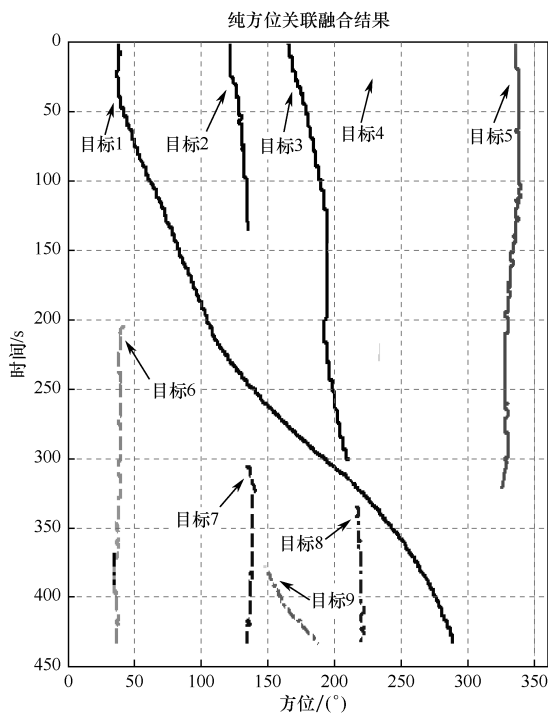


图 3-15 纯方位目标航迹关联结果

利用特征辅助关联方法，具体效果如图 3-16 所示。

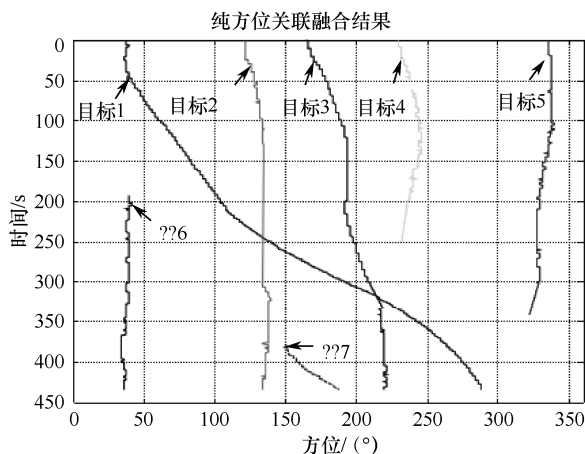


图 3-16 纯方位对方位交叉、断裂目标关联融合结果

纯方位关联和特征辅助关联的关联正确率仿真比较如图 3-17 所示。

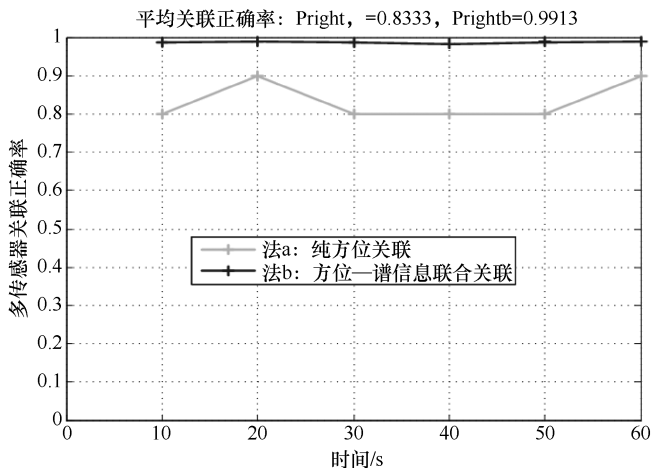


图 3-17 目标关联性能对比分析

可以看出，特征辅助算法可有效处理目标交叉、目标丢失后重现关联融合的问题。

3.7 小结

本章主要介绍了潜艇信息融合的基本概念、融合对象以及融合方法等，内容基本涵盖了低层融合的预处理与关联、高层融合的态势分析与估计等，并讨论了传感器管理的相应内容。本章首先简要介绍了潜艇信息融合所用信息源的特性，分析了潜艇信息融合体系框架的发展；其次，依照信息融合处理的基本流程，给出了信息预处理、关联、融合、态势估计等技术的典型方法，介绍了关于潜艇传感器管理的基本原理；最后，给出了潜艇信息融合处理的部分例子。

参考文献

- [1] 董志荣. 舰艇指控系统的理论基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [2] David L.Hall, James Llinas, Handbook of Multisensor data Fusion[M]. CRC Press, 2001.
- [3] 董志荣. 潜艇指控系统信息融合原理与算法[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2001(10): 29-41.
- [4] 闵瑞红, 肖杰雄. 世界潜艇综合声呐系统发展现状及趋势[J]. 舰船科学技术, Vol.35, No.2. 134-141.
- [5] 张国栋, 马敬广. 国外潜艇拖线阵声呐的发展特点及趋势[J]. 声学电子工程, 2013年第2期. 1-4.
- [6] 赵扩敏, 王永生, 刘占友. 潜艇ESM系统发展探析[J]. 舰船电子对抗, Vol. 31 No. 2.
- [7] 陆炳哲, 聂辉. 从潜艇潜望镜到潜艇成像系统的新概念[J]. 舰船电子工程, Vol. 25 No. 1. 20-24.
- [8] 董志荣. 信息融合体系结构优化数学原理[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2001(8): 16-20.
- [9] 董志荣. 论信息融合[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2001(7): 27-36.
- [10] 董志荣. 再论信息融合[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2002(11): 30-34.
- [11] 董志荣. 三论信息融合——研究与应用中的几个问题[J]. 电光与控制, 2005(2): 1-5.
- [12] 董志荣. 信息融合集合论描述法[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2001(9): 28-35.
- [13] 李洪瑞. 多传感器数据融合算法研究[J]. 内部科技报告, 1997.
- [14] 李洪瑞, 丁迎迎. 多基阵纯方位关联与估计联合优化模型[C]. 第五届中国信息融合大会论文集, 深圳, 2013: 172-175.
- [15] 陈嫣. 多平台多传感器数据融合中的时间一致[J]. 火力与指挥控制, Vol.32, No. 11.26-28.
- [16] 唐素芬, 周永丰. CI工程应用中的大地测量计算[J]. 计算机数字工程, 第24卷, 1996年第四期.
- [17] 周江华. 贝塞尔大地反解问题的高效率算法[J]. 测绘学报, 第31卷, 第2期, 2002.5.
- [18] 孔祥元. 控制测量学(第二版)[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2002.2.
- [19] 董志荣. 航迹/量测融合的数学原理研究进展[J]. 舰船电子工程, 1999(1): 9-13.
- [20] 袁富宇, 张维海. 多目标相关分类的遗传算法[J]. 浙江大学学报(自然科学版), 1999, 5, 277-282.
- [21] 李洪瑞, 刘丕德, 王凡. 神经网络最优数据互联[J]. 火力与指挥控制, 1998.
- [22] 李洪瑞. 基于模拟退火算法的多目标数据关联[J]. 内部科技报告, 1998.
- [23] 李洪瑞. 多目标数据关联的进化算法[C]. 1999年船舶总公司电子学会交流论文集.
- [24] 蒲勇, 袁富宇. 一种有效的纯方位多目标跟踪算法[J]. 计算机与数字工程, 2013.4.
- [25] 丁迎迎, 李洪瑞. 水下目标身份融合技术研究[C]. 第二届全国信息融合学术年会论文集, 2010年6月.
- [26] Krishna R. Pattipati, Somnath Deb, Yaakov Bar-Shalom, et al. Washburn. A new relaxation algorithm and passive sensor data association[D]. IEEE Transactions on Automatic Control, Vol.37, No.2, February 1992.
- [27] Subhash Challa, Graham W.Pulford. Joint Target Tracking and Classification Using Radar and ESM Sensors[D]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems VOL.37 NO.3 JULY 2001.
- [28] 占荣辉, 张军. 特征辅助数据关联研究综述[J]. 系统工程与电子技术, Vol.33, No.1, 2011, 35-41.
- [29] DING Yingying. Spectrum Association Method for Information Fusion of Underwater Platform and Weapon [D]. TENCON2013, October 2013.
- [30] 马璐, 王刚. 多目标跟踪中基于特征辅助的概率数据关联算法[J]. 现代电子技术, Vol.35, No.4, 2012, 18-21.
- [31] Fortmann T.E., Bar-Shalom Y., Scheffe M. Sonar tracking of multiple targets using joint probabilistic data association[J] IEEE Journal of Oceanic Research, OE-8(July, 1983), 173-184.

- [32] 孔祥忠. 战场态势估计和威胁估计[J]. 火力与指挥控制, 2003, 28(6): 91-98.
- [33] 柴慧敏. 态势估计中的关键技术研究[D]. 西安电子科技大学博士学位论文, 2009.6.
- [34] Bar-Shalom Y., LiX. R., Kirubarajan T. Estimation with Applications to Tracking and Navigation: Theory, Algorithms, and Software[M]. New York: Wiley, 2001.
- [35] 张有为. 预测的数学方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991 年 10 月.
- [36] 孙亮, 于雷, 邹德鹏. Dempster—Shafer 证据理论在目标意图预测中的应用[J]. 电光与控制, 2008, 15(3): 33-36.
- [37] 吴文龙, 黄文斌, 刘剑. 潜艇对水面舰艇编队攻击意图推理研究[J]. 火力与指挥控制, Vol.35, No.9, 2010.
- [38] 黄文斌, 陈颜辉. 基于 D-S 证据理论的潜艇威胁判断方法研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2005, Vol.26, No.2: 164-168.
- [39] 陆光宇, 丁迎迎. 水下平台对敌意图识别技术研究[J]. 指挥控制与仿真, 第 34 卷, 第 6 期, 2012 年.
- [40] Mahendra Mallick, Vikram Krishnamurthy, Ba-Ngu Vo. Integrated Tracking, Classification, and Sensor Management: Theory and Applications[M]. John Wiley & Sons, Inc.2013.

潜艇目标综合识别

目标识别对潜艇指挥员进行目标判型、指挥决策具有十分重要的意义，尤其是在水下作战状态，区分水面、水下目标，进而区分目标的种类甚至型号，直接关系到后续的潜艇作战指挥决策、软硬武器使用，对潜艇作战任务的达成具有不可忽视的作用。水下目标识别问题一直被认为是潜艇作战亟待解决的瓶颈问题。

目标识别主要依赖潜艇携带的各型声呐设备，潜艇携带的电子侦察设备、潜望镜、敌我识别设备等也具有一定的识别能力。另外，对平台获取的外部通信、技侦情报、指挥员判断等信息也能用来进行目标身份的多重印证。因此，亟待开展潜艇目标综合识别技术的研究，从而将关于目标身份的多源信息进行综合，产生比系统中任一单源更有效、更精确的身份估计和判决。

本章重点介绍潜艇目标综合识别技术的概念和内涵、体系结构、特征级身份识别和决策级目标综合识别的模型和方法，潜艇对作战集群目标的识别技术，以及目标综合识别数据库的工程应用等问题。

4.1 概述

水下目标识别技术主要是对潜艇被动声呐获取的目标辐射噪声信号，利用各种水声信号处理、模式识别等手段，提取目标的不变声纹特征，进行目标类型的分类识别，这到目前为止仍是一个世界性的难题^[1, 2]。其中，特征提取、分类器设计是其中的重点和难点，目前主要是对噪声信号进行 LOFAR 分析、DEMON 分析然后提取稳定特征进行分类，近年来基于时频分析、小波变换^[3]、非线性特征^[4]提取等的识别手段受到越来越多的关注。分类器方面，在神经网络类人工智能方法深化研究的基础上，基于支持向量机^[5, 6]等的分类手段正在成为研究的热点。

目标综合识别^[7-10]则主要从信息融合的角度进行多源目标身份综合识别，因此，有的文献中也叫融合识别、识别融合、身份融合（Identity Fusion）等^[11-14]，它突破了单一信息源所用介质、识别手段的局限，能够在信号/像素、点迹/特征和局部判定结论等多级别上进行多类型目标的综合识别，通过多源识别信息的冗余互补和综合利用，获得高于任何单一信息源的识别能力，目前正在成为信息融合研究的热点。其所用方法主要为证据理论、模糊推理、人工智能（特别是专家系统）以及神经网络等。然而，由于不同类型信息源获取

的目标身份信息粒度(属性、国籍、类型、型号等)存在较大差异,信息级别也存在较大差异(信号级、数据级、特征级、判定级等),并且信息之间有时存在弱相容或相悖性,因此,目前尚无法构建统一的物理识别模型和统计识别模型,更缺乏统一的理论和方法支持。自动识别仅限于局部(特定)身份范围,而智能识别则需借助人机交互^[15]。

潜艇目标综合识别技术是对潜艇携带多传感器的直接身份报告或与身份有关的识别信息,通过身份融合算法进行综合,以获得多传感器的联合身份报告。目前,潜艇主要依赖的水声目标识别由于水下环境恶劣,其识别正确率不高,特别是浅海战场,主要依赖人工识别,由于心理、生理制约,识别效果依然不理想。同时,随着多种传感器如雷达、红外传感器、电子侦察设备、通信设备等的使用,这些传感器的信息中含有大量的目标分类信息,通过身份融合技术对这些信息进行融合识别,可以提供比单一信源识别结果更可信的目标类型判断,达到任何单一信息源无法达到的效果。因此,近些年来,潜艇目标综合识别技术的研究受到越来越广泛的关注。

国外对水中目标识别技术十分重视^[1]。美国的声呐目标识别采用专家系统与模板匹配的方式进行水中目标识别,且特征库已建到个体,可以识别到具体的舷号。美国“海狼”级攻击型核潜艇,“拉菲特”级、“俄亥俄”级弹道导弹核潜艇等分别装备了 AN/BQQ-5D 综合声呐系统、AN/BQQ-3 目标性质识别声呐和 AN/BQQ-6 综合声呐系统,均具有目标识别能力。俄罗斯注重研究物理意义更为明确的特征提取技术,其把目标特征分成几种主要类型:噪声辐射频谱特征、目标声呐参数、目标噪声辐射强度、接收信号的线谱结构以及各类目标的机动特点。英国 SD-Scicon 公司开发了一种神经网络声呐目标分类系统,它综合了有监督和无监督两种学习原理。加拿大大西洋防务研究机构研制了一种叫 INTERSENSOR 的舰船辐射噪声信号分析专家系统,能用于声呐信号的机器解释等。印度 R. Rajagopal 和 B. Sankaranarama 等人^[16]研制的 RECTSENSOR 水下目标被动识别专家系统,把舰船目标分为 4 类,从接收的噪声信号中提取 9 个特征并赋权后利用简化的 D—S (Dempster—Shafer) 方法进行综合。此外,日本的 SK-8 海岸预警系统等也具有较强的目标识别能力。

国外除了对水声目标识别能力的研究十分重视之外,还很重视多传感器多特征信息的融合应用,具备 C³I(作战指挥控制)系统层次的目标综合识别能力,通过综合各种声学传感器和非声传感器的信息,进行系统级的综合,大力提升指挥控制系统的目标识别能力。美国是最先开展 C⁴ISR 系统目标综合识别技术研究的国家,其海军研制的 CEC(Cooperative Engagement Capacity)系统可将各平台探测系统获得的测量数据进行高精度的实时关联,并具有复合跟踪与识别的能力,被美海军称为是防空领域的革命。英国、法国、加拿大、荷兰等国紧随其后,相继开展了 C⁴ISR 系统目标综合识别技术的应用研究,其中最具有代表性的是加拿大海军为巡逻护卫舰研制和开发的多传感器数据融合系统^[17, 18],该系统已经具备目标自动跟踪与识别的功能,采用了截断的 D—S 合并方法。装备于 Agosta 90B、鲉鱼(Scorpene)、214 等型号潜艇上的 SUBTICS 潜艇战术综合作战系统也具有目标综合识别能力,其指挥与武器控制功能中的态势评估部分具有声和非声传感器航迹互联和融合功能、系统分类(即目标综合识别)、交互目标运动分析功能和航迹管理功能,以提供已定位和分类的战术航迹。装备于德国 212 等型号潜艇上的 CWCS(指挥控制)系统同样也具有多传感器识别信息的综合识别功能,并有完备的目标特征数据库的支持。

4.1.1 目标身份层次分类

在目标识别领域，目前尚未建立完备的目标身份体系，建立的多级综合识别体系无法与多级身份体系相对应。本节从工程需求的角度出发，探讨目标身份的层次分类问题。

目标身份层次分类是对目标身份的层次化描述，通常从几个方面进行：属性、国籍、类型、种类、型号、舷号等，层次越高分类越细，对目标的身份定位越准确。不同层次身份具体包含的内容一般从两个方面定义：一是从对目标的客观化描述方面，为对不同目标固有身份分类而定义，一旦规范下来不轻易变动；另一方面则是从传感器感知到的程度对目标身份进行定义，随着传感器的分类能力提高而不断更新升级。这两个方面的差异主要在比目标种类更细的身份层次上区别较大。

1. 目标固有身份层次定义

通常，从客观描述目标身份的角度，目标身份层次定义如下：

属性：敌、我、友、中立等；

用途：军用、民用等；

类型：陆地、空中、水面、水下、太空等，表征目标所处空间维数。

对于潜艇平台主要关心水面、水下等水中目标，其具体定义如下：

美国国防部接口标准 MIL-STD-2525B^[19]中将水面目标对应的种类定义如图 4-1 所示。

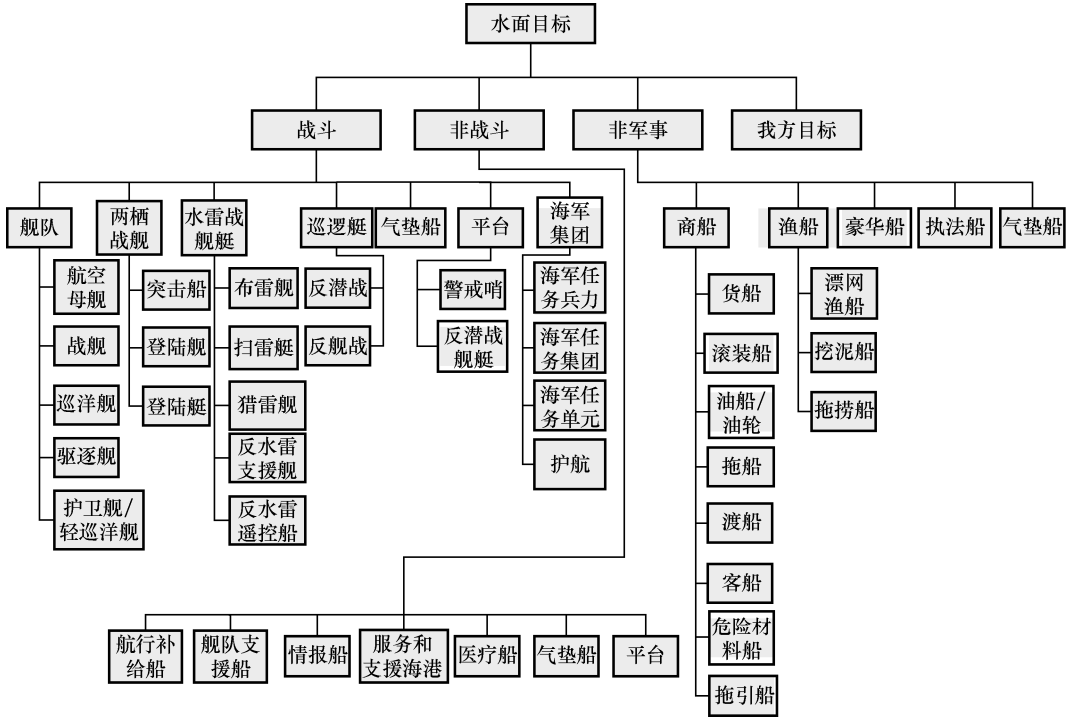


图 4-1 水面目标种类分类

美国国防部接口标准 MIL-STD-2525B^[19]中将水下目标对应的种类定义如图 4-2 所示。

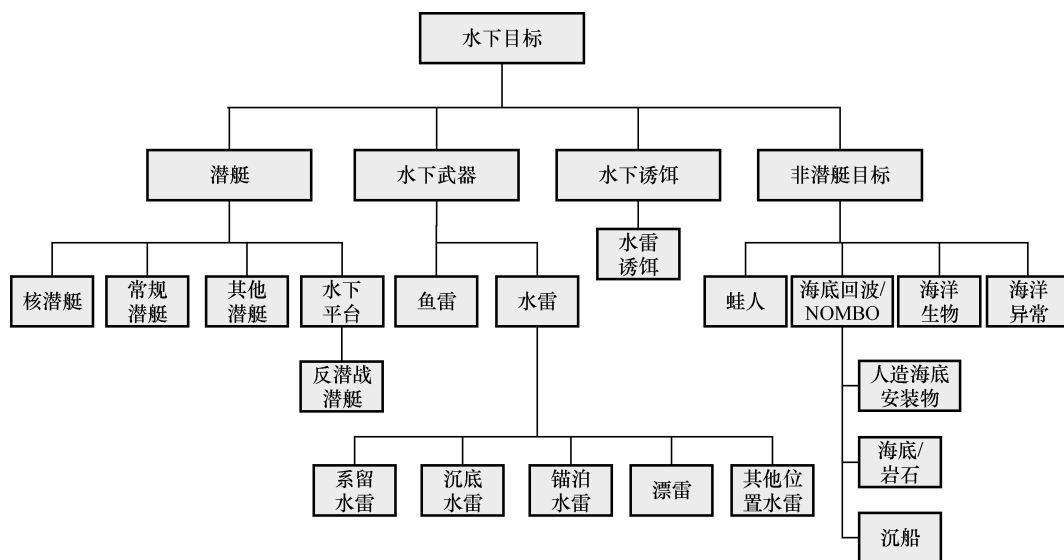


图 4-2 水下目标种类分类

在种类之后再定义目标具体的型号和舷号，这两个层次对应的身份内容会非常丰富，基本上应和实际作战平台一一对应。

2. 目标综合识别身份层次

潜艇综合识别出的目标身份层次是在目标身份层次定义的基础上，结合平台传感器级识别及指控级综合识别达到的能力，最终输出的目标身份层次。由于不同类型的传感器提供的目标身份信息层次并不统一，涉及属性、类型、种类等多个身份层次，实际上这是多粒度信息融合问题，最终需要统筹考虑来确定目标综合识别的身份层次。

常见的一些目标综合识别应用案例并没有采用层次化的身份描述，而是把各种层次的身份描述直接糅合到了一起，如将属性和种类（的不同层次）组合，得到“敌舰艇”、“我舰艇”、“敌轰”、“我轰”、“我机”等识别结果，在综合不同源的识别结果时，也是把各种识别结果归并到一块后直接进行多源合成计算，最终结果中可能会出现“快艇”、“小目标”等不同层次识别结果并存的现象^[15]。采用这种将不同识别层次进行组合的方法，一方面当目标种类很多时会得到一个庞大的识别结果集合，不利于多源信息综合；另一方面，当传感器识别能力提升、出现新的识别结果或识别种类细化后，算法模块需要重新设计，不利于应用扩展。

潜艇目标综合识别出的身份层次框架可按照属性、类型、种类、型号、舷号等进行分类，属性、类型、种类的识别较易实现，随着目标识别能力的提升，型号、舷号的识别将逐渐具备。当身份不能确定时，标定为不明，不明表明识别算法不能对目标的身份进行识别。

由于不同传感器在不同层次上提供信息，因此，用层次化的树状结构来描述目标分类，具有与实际情况相符、匹配计算复杂程度低、结构清晰等优点。一个典型的潜艇目标综合识别层次如图 4-3 所示。

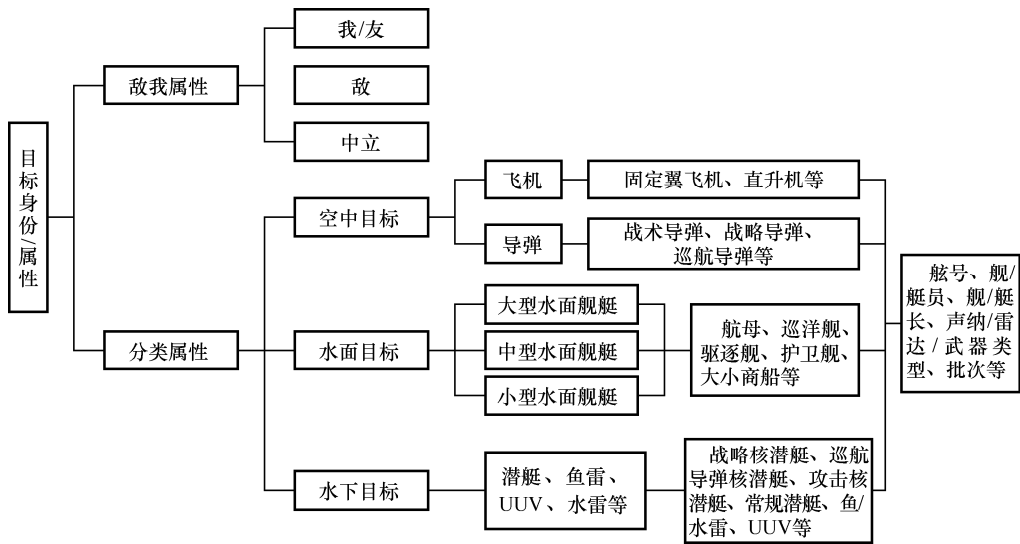


图 4-3 潜艇目标综合识别层次

4.1.2 识别信息源分析

潜艇配备的传感器主要有：舰艏声呐、舷侧声呐、拖曳线列阵声呐、侦察声呐、通信声呐、攻击/导航雷达、雷达侦察设备、潜望镜等，数据链接收的外部目标信息也可提供目标航迹或/和身份信息，潜艇目标综合识别是在对各传感器探测的目标信息完成关联融合的基础上进行。

潜艇各传感器提供的目标识别信息主要分为两类：位置信息和身份信息。位置信息指那些用来描述目标运动状态的动态参数，如位置（经纬度、高度）、速度、加速度等；身份信息指各传感器提供的直接身份报告和有助于确立目标身份的信息如各种特征等。目前，对水下目标身份融合有用的信息有^[7]：

目标噪声信号。水下目标的辐射噪声信号是目标识别的重要依据。声呐是水下目标的重要探测设备，它能被动接收水中目标的噪声信号，通过对噪声信号进行频谱分析，可以提取噪声信号的多种特征进行分类识别，得出目标类型的判断。

侦察声呐侦察参数。侦察声呐通常采用被动方式对目标主动声呐信号进行侦听，测定其频率、脉冲宽度和周期等参数，对其处理可得到目标类型。由于存在着相对运动，使得声呐信号频率的测量存在着多普勒频移，但相比较而言，侦察声呐侦察到的目标主动声呐信号特征受环境的影响要小一些。

雷达侦察参数。目前作战平台一般都装备有雷达侦察设备，用于侦测目标雷达的载频、重频、脉宽等参数，在雷达参数数据库的支持下，利用辐射源识别方法可以判断雷达辐射源型号，进而推断装载的平台型号。

目标运动信息。主要是目标的速度、加速度、高度/深度等参数。不同类型的海上或水下目标的航行速度是有差异的，利用其分布不同可以大致推断目标类型。另外，空中、水面、水下不同种类目标的高度或深度是有区别的，据此也可对目标进行粗分类。

目标初始发现距离。噪声测距声呐能测定目标的距离，而声呐对不同目标的发现距离是不一样的，因此，声呐对目标的初始发现距离间接地反映了目标类型，可以进行粗分类。

敌我识别信息。作战平台通常装备有敌我识别应答装置，只有相互应答正确的目标才

是己方目标，否则为敌方或中立目标。利用敌我识别装置可以进行目标属性识别。

技侦情报信息。通过技术侦察、情报侦察等手段获得敌方目标的位置、身份、活动情况、意图动态等，从而为目标身份的综合判决提供一种辅助手段。

4.1.3 目标综合识别实现结构

按照数据抽象的层次可将目标综合识别分为三个级别：数据级综合、特征级综合、决策级综合。数据级综合是最低层次的综合，要求传感器同质且数据传输量大。特征级和决策级综合不要求多传感器是同类的，但在数据抽象的过程中信息会有丢失，因此，为了提高综合识别的效果，应该优化综合识别的结构和流程，使信息最大程度地被利用。各个级别综合处理的结构分别如图 4-4 所示。

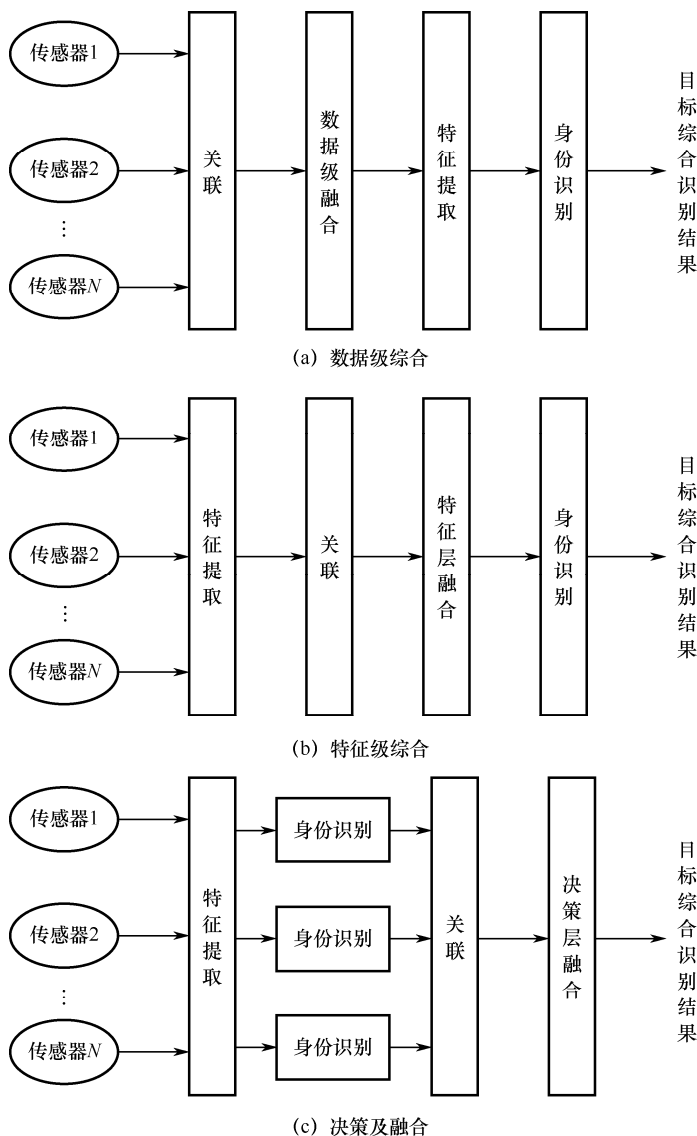


图 4-4 目标综合识别处理结构

潜艇指控目标综合识别是以潜艇探测信息和外部目标信息为基础，建立在潜艇信息融合基础之上，对目标的身份进行综合判断的过程。充分考虑潜艇各类识别信息的特点，一种带反馈的潜艇目标综合识别实现结构如图 4-5 所示。其中，挖掘各种信息进行特征级识别和对多源身份信息进行决策级综合识别是潜艇指控目标综合识别的两个重要过程，通过进一步挖掘目标特征、多源特征关联融合与识别，得到目标身份信息的补充来源，同时综合多种传感器给出的目标身份信息，利用决策级目标识别算法对目标的各种身份判定进行裁决，消除冲突，最终给出目标身份识别结果的一个复杂过程。

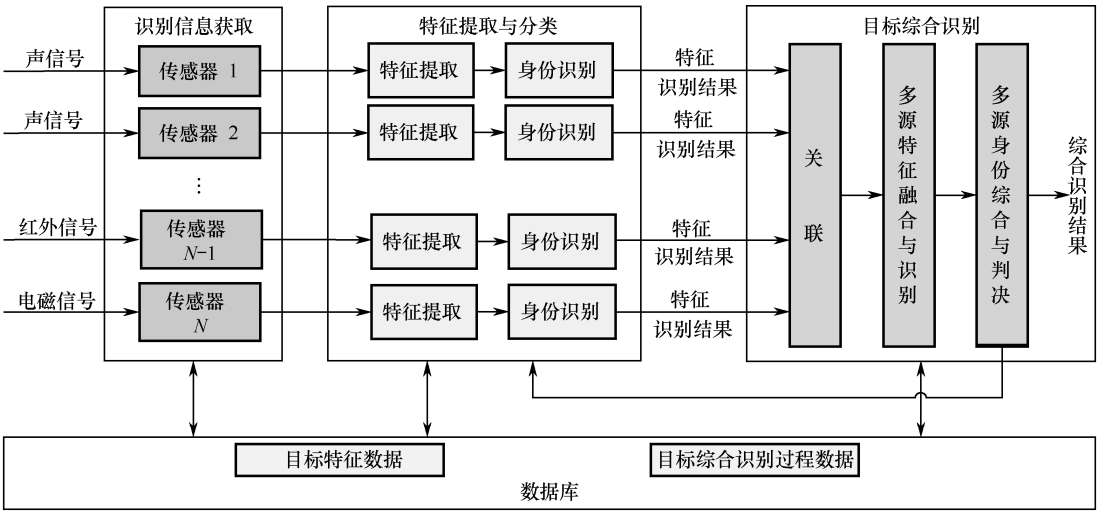


图 4-5 潜艇目标综合识别实现结构

4.2 特征级身份识别

4.2.1 水声目标特征提取与分类

水下目标识别技术因其具有重要的军事应用价值，一直是国内外研究的热点和难点。传统的目标识别分特征提取、特征选择和目标分类器三个步骤，其中目标分类器是最后的过程，但也是水下目标识别系统的重要组成部分，特征提取得再好，分类器不能有效分类，仍然达不到良好的效果，因此，研究有效的特征分类方法是目标识别的重要内容。

1. 特征提取

传统的水下目标识别技术主要提取目标的功率谱特征、调制谱特征等实现对水中目标的分类。近年来，小波变换、倒谱、非线性特征提取技术方兴未艾，在水下目标识别中有望得到进一步应用。

通过功率谱估计方法得到目标的功率谱后，提取功率谱中的线谱特征和连续谱特征，实现目标的分类。目前，基于功率谱分析的常用且比较有效的线谱特征主要有：线谱频率、线谱能量分布、线谱稳定性等，以及具有物理意义的活塞率(Cylinder Rate)、曲柄轴率(Crank Shaft Rate)、发动机点火率(Engine Firing Rate)等。从得到的连续谱中提取的特征主要有：

连续谱的形状、连续谱能量分布等。对所提特征再进行特征选择和优化，从而获得优化的特征矢量。

DEMON 分析是一种十分有效的经典信号处理手段，它通过估计出噪声信号的包络谱，提取包络谱中的线谱得到谐波成分，并根据谐波频率的相对幅度大小，提取出反映舰船有关物理属性的节奏信息如螺旋桨轴率（Propeller Shaft Rate）、叶片数（Number of Blades）以及谐波信息等特征，来表征和反映噪声信号的调制特性。

2. 目标分类

常用的分类器有最近邻分类器、神经网络、专家系统等，其中神经网络是目标识别领域应用最为广泛的一种分类方法，而 RBF（Radial Basis Function，径向基函数）神经网络由于其逼近能力、分类能力和学习速度等方面均优于 BP 神经网络，且具有不易陷入局部极小值、训练时间比 BP 神经网络要少的优点，其在水下目标识别领域中的应用研究日益广泛^[20]。

RBF 神经网络是由 J. Moody 和 C. Darken 于 20 世纪 80 年代末提出的一种神经网络结构，它是具有单隐层的三层前馈网络。目前已证明，RBF 神经网络能够以任意精度逼近任意连续函数。RBF 神经网络的输入层到隐含层的权值为 1；隐含层神经元的核函数为一组径向基函数，对输入信息进行空间映射变换；输出层神经元的作用函数为线性函数，对隐含层神经元输出的信息进行线性加权后输出，作为整个神经网络的输出结果。隐层单元的传递函数有许多形式，常见的有高斯、三角、双指数等核函数形式。采用高斯函数 $\varphi(x) = \exp(-\frac{x^2}{\sigma^2})$ 作为隐含层神经元的核函数。

设输入向量为 $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$ (n 为输入层单元总数)，输出向量为 $\mathbf{Y} = [y_1, y_2, \dots, y_q]^T$ (q 为输出层单元总数)，隐含层中心为 c_{ji} ($i=1, \dots, n, j=1, \dots, q$)，隐含层宽度为 d_{ji} ($i=1, \dots, n, j=1, \dots, p, p$ 为隐含层单元总数)，隐含层至输出层的连接权值为 w_{ki} ($j=1, \dots, p, k=1, \dots, q$)。采用基于高斯核的 RBF 神经网络的拓扑结构如图 4-6 所示^[22]。

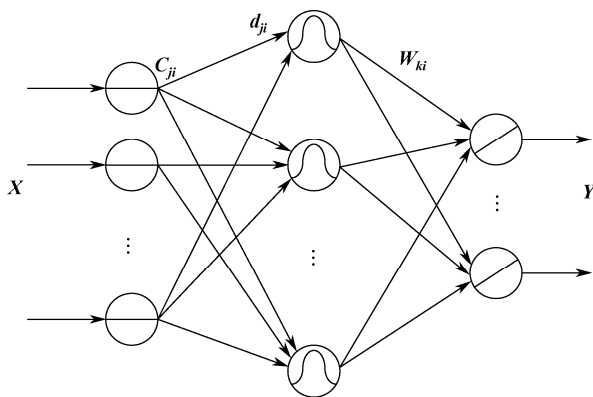


图 4-6 基于高斯核的 RBF 神经网络拓扑结构

则隐含层的输出为

$$z_j = \exp \left[-\frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \left(\frac{x_i - c_{ji}}{d_{ji}} \right)^2 \right] \quad j=1, \dots, p \quad (4-2-1)$$

输出层的输出为

$$y_k = \sum_{j=1}^p w_{kj} z_j \quad k=1, \dots, q \quad (4-2-2)$$

RBF 神经网络的学习算法包括离线学习和在线学习两类算法。离线算法是先进行样本收集, 然后采用聚类方法或某种中心选取算法确定径向基函数的中心, 目前常用的是 K—均值聚类法, 最后修正网络输出层的权值; 在线学习算法则是指网络结构调整和参数学习同时进行。

采用的方法是有监督学习选取 RBF 中心法, 即神经网络的中心和宽度及输出层权值等参数都是通过有监督学习来确定的。通过训练样本集来获得满足监督要求的网络中心和其他权值参数, 这里学习迭代方法采用梯度下降法, 中心、宽度和调节权值参数均通过学习来自适应调节到最佳值, 迭代公式如下:

$$\begin{aligned} w_{kj}(t) &= w_{kj}(t-1) - \eta \frac{\partial E}{\partial w_{kj}(t-1)} + \alpha [w_{kj}(t-1) - w_{kj}(t-2)] \\ c_{ji}(t) &= c_{ji}(t-1) - \eta \frac{\partial E}{\partial c_{ji}(t-1)} + \alpha [c_{ji}(t-1) - c_{ji}(t-2)] \\ d_{ji}(t) &= d_{ji}(t-1) - \eta \frac{\partial E}{\partial d_{ji}(t-1)} + \alpha [d_{ji}(t-1) - d_{ji}(t-2)] \end{aligned} \quad (4-2-3)$$

其中, t 指迭代次数, η 为学习因子, α 为动态因子。E 为 RBF 神经网络的评价函数, 由下式给出:

$$E = \frac{1}{2} \sum_{l=1}^N \sum_{k=1}^q (y_{lk} - O_{lk})^2 \quad (4-2-4)$$

式中, y_{lk} 为第 k 个输出神经元在第 l 个输入样本时的网络实际输出值, O_{lk} 为第 k 个输出神经元在第 l 个输入样本时的期望输出值。则将式 (4-2-4) 代入式 (4-2-3), 本节详细推导了式 (4-2-3) 中各偏导项的展开公式, 结果如下^[21]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial E}{\partial w_{kj}} &= \sum_{l=1}^N (y_{lk} - O_{lk}) z_j \\ \frac{\partial E}{\partial c_{ji}} &= \sum_{l=1}^N \sum_{k=1}^q (y_{lk} - O_{lk}) z_j w_{kj} \frac{x_i - c_{ji}}{d_{ji}^2} \\ \frac{\partial E}{\partial d_{ji}} &= \sum_{l=1}^N \sum_{k=1}^q (y_{lk} - O_{lk}) z_j w_{kj} \frac{(x_i - c_{ji})^2}{d_{ji}^3} \end{aligned} \quad (4-2-5)$$

综上所述, 进行的 RBF 神经网络学习算法如下:

- ① 对神经网络的各参数进行初始化, 并给定 η 和 α 的取值及迭代终止精度 ε 的值。
- ② 按下式计算网络输出的均方根误差 RMS 的值, 若 $\text{RMS} < \varepsilon$, 则训练结束, 否则转到第③步。

$$\text{RMS} = \sqrt{\frac{\sum_{l=1}^N \sum_{k=1}^q (y_{lk} - o_{lk})^2}{qN}} \quad (4-2-6)$$

③ 按式 (4-2-3) 和式 (4-2-5) 式对输出层权值、高斯核中心和宽度参数进行迭代计算。

④ 返回步骤②。

4.2.2 侦察参数识别

雷达侦察设备能侦测目标雷达的辐射特征——载频、重频、脉宽等参数，侦察声呐能给出目标所携带主动声呐的脉冲特征——频率、脉宽、周期等参数，这些参数反映了目标雷达、目标主动声呐（统称为辐射源）的种类、型号等信息，利用平台携带辐射源信息及一定的辐射源识别方法可判断其型号及平台类型^{[23][13]}。

由于雷达、声呐辐射源的工作模式不具有紧致性特点，并且用以匹配的模板数据库存在着不完整、不确定性现象，因而侦察参数数据具有模糊特征，在计算时需要将特征参数作模糊化处理。设 Θ_{ij}^m 是以第 i 类辐射源在第 j 个参数上的第 m 个取值 θ_{ij}^m 为主值的模糊数， X_j 是以被识别辐射源在第 j 个参数上的观测值 x_j 为主值的模糊数，它们的隶属度函数分别为 $\mu_{\Theta_{ij}^m}(u)$ 和 $\mu_{X_j}(u)$ ， σ_{ij} 和 σ_j 分别是 θ_{ij}^m 和 x_j 的偏差。

为了确定被识别辐射源的型号，需要确定 X_j 和 Θ_{ij}^m 之间的相似性测度。由于通常假设两模糊集类型相同，故采用格贴近度作为两模糊集的相似性测度 d_{ij}^m ，即

$$d_{ij}^m = [(X_j \cdot \Theta_{ij}^m) \wedge (1 - X_j \oplus \Theta_{ij}^m)] \quad (4-2-7)$$

其中， $X_j \cdot \Theta_{ij}^m \triangleq \mu_{X_j}(u) \wedge \mu_{\Theta_{ij}^m}(u)$ ， $X_j \oplus \Theta_{ij}^m \triangleq \mu_{X_j}(u) \vee \mu_{\Theta_{ij}^m}(u)$ 分别表示 X_j 和 Θ_{ij}^m 的内积和外积，“ \vee ”为取大运算。通过运算可得柯西型隶属度函数的相似性测度为

$$d_{ij}^m = \frac{(\sigma_j + \sigma_{ij})^2}{(\sigma_j + \sigma_{ij})^2 + (x_j - \theta_{ij}^m)^2} \quad (4-2-8)$$

由于 x_j 只要与第 i 类辐射源在第 j 个参数方向上的任一取值模糊数贴近，都有 x_j 与第 i 类辐射源的第 j 个参数贴近，因此对 d_{ij}^m 取最大值即可作为观测样本和第 i 类辐射源第 j 个参数的贴进度，即 $d_{ij} = \bigvee_m d_{ij}^m$ ，其中 d_{ij} 为 x_j 与第 i 类辐射源的第 j 个参数的贴进度。

假设对于辐射源的每一种特征参数，识别结果有两种{相关，不相关}，对应这两种结果的评判向量为 $\mathbf{R} = (r_{j1}, r_{j2}), j=1, 2, \dots, k$ ，且 $r_{j1} + r_{j2} = 1$ 。由于相似性测度 d_{ij}^m 反映了观测值 x_j 属于第 i 类辐射源的第 j 个参数的可能性，故

$$r_{j1} = d_{ij}^m, \quad r_{j2} = 1 - d_{ij}^m \quad (4-2-9)$$

下面对每种辐射源的多个特征参数的隶属度进行综合评判。设各特征参数的权值为 $w_j, j=1, 2, \dots, k$ 且 $\sum_{j=1}^k w_j = 1$ ，则基于加权平均的综合评判方法为

$$d_1 = \sum_{j=1}^k w_j r_{j1}, \quad d_2 = \sum_{j=1}^k w_j r_{j2} \quad (4-2-10)$$

决策规则：按最大隶属度原则，如果 $d_1 > d_2$ ，则判决待识别辐射源与已知辐射源相关，即同一类；如果 $d_1 < d_2$ ，则判决待识别辐射源与已知辐射源不相关。

若对于待识别辐射源来说，在已知模板库中有不只一个辐射源被判别为它的相似辐射源，则要对判决结果进行多义性处理。一种直接的方法是对某个待识别的辐射源，若

$$d_{i^*m^*l} = \max \{d_{iml}, i=1, 2, \dots, n, m=1, 2, \dots, n_{ij}\}, l=1, 2 \quad (4-2-11)$$

则判决待识别辐射源与模板库中的第 i^* 类辐射源第 m^* 个工作模式满足第 l 个评价结果。

识别出辐射源型号后，还要进行辐射源到平台的识别，这一过程是比较困难的。因为相同的雷达可以装备在不同的平台上，虽然存在从侦察参数到平台的直接识别，即一对一映射的情况，但在实际情况下，同型号的雷达电磁参数的覆盖已经覆盖并超出了平台之间的细微差别，这就使得辐射源型号到平台的直接识别会出现张冠李戴的情况，实际操作中还需要其他信息的辅助，如依据平台任务和活动规律等才能提高平台识别的准确性。

4.2.3 目标运动特征识别

目标运动特征识别^[24]是利用目标的运动特征如速度、加速度、航向、航迹类型等信息进行目标身份识别。潜艇指控系统利用目标运动分析（Target Motion Analysis, TMA）可以得到目标的速度、初距和航向，这些信息可以被用来进行目标身份的大致分类。由于潜艇水下隐蔽作战，一般主要使用被动声呐量测目标的方位信息，因而所用的 TMA 方法主要是基于纯方位的目标运动要素解算，通常只有本艇进行一定的机动要素解算才能收敛，且收敛所需时间较长。

目标运动特征识别方法建立在不同种类目标在运动特征统计分布上的差异基础之上，差异越大越容易实现分类，如果特征有重叠或区分比较模糊，则分类能力下降。如对于目标速度，通常空中目标速度大于水面目标的速度。战术弹道导弹的再入速度一般在 1800~2200 m/s，固定翼飞机的最小速度为 60 m/s 左右，直升机的最大速度为 100 m/s 左右，空地导弹的最小速度为 400 m/s，一般作战飞机的突防速度为 200~400 m/s。水面舰艇目标的速度一般在 10~30 kn，快艇的速度在 35~60 kn。水下潜艇目标的速度一般在 4~25 kn，鱼雷的速度一般在 35~50 kn，近来出现的超空泡鱼雷的速度达到了 200 kn。根据不同类型目标速度的这些差异可以大致区分目标的种类和类型，如水面目标与空中目标在速度上存在比较清晰的界限，因而，由目标速度可区分水面目标和空中目标，进一步可根据不同类型目标的速度分布规律进行类型的识别和判断。

近年来出现了利用粗糙集理论实现目标运动特征分类的应用^[25, 26]，可将其用在潜艇目标运动特征识别上。粗糙集（Rough Sets, RS）作为一种处理不精确、不确定与不完全数据的新的数学理论，最初是由波兰数学家 Z. Pawlak 于 1982 年提出的。其主要思想是，在保持信息系统分类能力不变的前提下，通过属性约简，导出问题的决策或分类规则。其最大的优点在于不需要先验信息，特别适合从庞杂的数据中挖掘有用信息。传统神经网络进行目标识别的实时性和准确性都不理想，而利用粗糙集理论对决策表规则集进行属性约简

和规则提取，再结合 BP（Back Propagation）神经网络对约简后的属性进行识别可简化 BP 神经网络，缩减网络训练时间和复杂度的目的，能使其识别速度变快。

采用粗糙集和 BP 神经网络进行运动特征识别的模型如图 4-7 所示，在此模型中采用标准的 BP 神经网络。

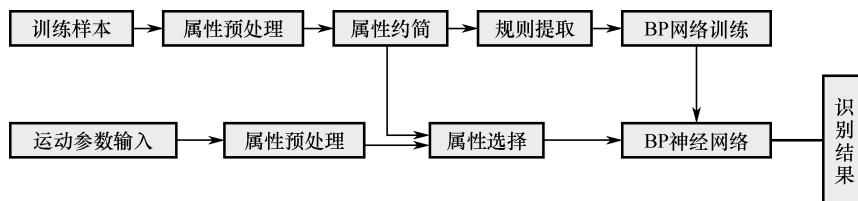


图 4-7 基于粗糙集和 BP 神经网络进行运动特征识别的模型

首先，对输入的运动特征属性进行预处理，这里主要利用目标速度、目标高度/深度、目标初始发现距离等特征。然后利用粗糙集理论对预处理后的属性进行约简，对冗余和不相容的属性值进行删除，生成识别规则集，以规则的前件和结论分别作为 BP 网络的输入层和输出层，网络的隐含层节点数与规则数相同。其次，令 BP 网络对约简后的属性进行学习，此时，用训练好的 BP 网络和量化后的目标运动参数就可以对目标运动特征进行识别，再通过判决输出识别结果。

当获得新的目标运动参数后，首先进行属性预处理即离散化，然后输入训练好的 BP 神经网络进行识别，识别结果即为对应的目标类型。还可将识别结果转化为识别框架对应的类型及概率赋值，作为输入源参与目标综合识别。

4.2.4 多特征目标综合识别

多特征目标综合识别主要用于对来自不同传感器的同类或异类特征数据进行特征级目标综合识别。目前基于单一类型信息的综合识别技术，如电磁传感器（雷达、ESM 类）信息关联与融合识别、多分辨图像融合识别、技侦情报整编与分类识别等均在进行研究，且已有一定成果。但是，不同类型信息的交互式融合识别技术研究基本上处于空白状态。单传感器的目标识别主要立足于单传感器探测数据和特征，识别能力有限，在多传感器多目标关联与多传感器多类特征融合的情况下，多特征目标综合识别能进一步提升目标身份识别的能力，具有良好的应用前景。

多特征目标综合识别常见方法有：参量模板法、特征压缩和聚类方法、人工神经网络、专家系统、K 阶最近邻法等。可用于综合的多特征有：

- 水声特征和运动特征综合。提升对鱼雷等高速目标的识别能力，提高舰船和商船的分辨能力。
- 水声特征和雷达特征综合。可以进一步提升水面、水下目标的区分能力，从而提升对潜艇目标的识别性能。
- 水声特征与电子侦察特征综合。通过同一目标平台的辐射噪声特征、主动声呐特征、雷达辐射源特征等进行多特征的匹配与综合识别，可以细化对平台的身份识别层次，提高整个系统的目标识别能力。

4.3 决策级目标综合识别技术

4.3.1 身份命题转换与信任函数生成

由于各信息来源识别层次不统一,需要将其转换到前文所述的统一的身份识别层次上。目标综合识别的统一辨识框架确定为:

目标类型辨识框架: $\Theta^S = \{\text{空中, 水面, 水下}\}$, 可信度赋值函数用 $m^S(\cdot)$ 表示;

目标种类辨识框架: $\Theta^T = \{\text{飞机, 导弹, 大型舰艇, 中型舰艇, 小型舰艇, 商船, 潜艇, 鱼雷, 水雷}\}$, 可信度赋值函数用 $m^T(\cdot)$ 表示。

设 $\Theta = \{\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n\}$ 为某信息源的辨识框架, 其可信度赋值函数为 $m(\cdot)$, 则将 Θ 转换到类型/种类的辨识框架时进行如下统一处理^[27]:

$$\begin{aligned} m^S(\theta_i^S) &= \sum_{A \cap \theta_i^S \neq \emptyset} m(A), i = 1, 2, 3 \\ m^T(\theta_i^T) &= \sum_{A \cap \theta_i^T \neq \emptyset} m(A), i = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9 \end{aligned} \quad (4-3-1)$$

实际应用中, 大多数情况是传感器只给出一个识别结果(传感器可能会给出多个识别结果, 但多数情况只上报一个), 有的情况会给出识别结果对应的可信度。对于给出可信度的情况, 在构造信任函数时, 将识别结果可信度的余数(1-识别结果可信度)赋给了总体不确定度。对于只给出一个识别结果的情况, 根据传感器的类型及识别能力定义一个传感器可信度, 以方便信任函数的生成。

4.3.2 传感器可信度估计

在多源信息综合识别过程中, 对信息源的评估和赋权是必不可少的步骤, 同时在实际工作系统中, 由于多种因素的影响、知识掌握的有限性及传感器自身性能的不足, 使得传感器本身也会存在质量问题, 因此, 人工定义传感器可信度的缺省值并不科学, 需要结合多种情况对传感器可信度综合评估确定^[28]。

1. 层次分析法

实际中各信息源不同可信度的确定往往与各种复杂因素有关、是半定性半定量的, 而层次分析法 (Analytic Hierarchy Process, AHP) 能将半定性半定量的复杂问题转化为定量计算问题, 因此, 也可以采用层次分析法把目标综合识别各信息源之间的重要程度关系由定性描述发展到定量描述, 其计算步骤如下:

- ① 分析目标识别各信息源之间的重要程度关系, 建立目标识别的层次结构。
- ② 对同一层次的各元素关于上一层中某一准则的重要性进行两两比较, 构造两两比较判断矩阵。

③ 由判断矩阵计算被比较元素对于该信息源的相对权重。

④ 一致性判断, 分析权重选择的合理性。

表 4-1 给出了潜艇多种传感器可信度的缺省值示例。

表 4-1 潜艇传感器可信度缺省值示例

目标分类	声呐	雷达侦察	侦察声呐	敌我识别	数据链
敌	0.2	0.7	0.6	0.7	0.85
我	0.2	0.7	0.8	0.7	0.85
舰艇	0.7		0.7		0.85
潜艇	0.7		0.6		0.7
鱼雷	0.8		0.9		0.6

2. 自适应神经网络—模糊推理系统

以往可信度的衡量准则和估计方法都是建立在信息的统计特性或先验知识上，但是对于工作在军事领域的多传感器目标识别系统，其所处的环境往往复杂多变，仅仅靠先验信息来确定传感器的可信度是不够的。当前环境下可信度的估计算法已较为成熟，其中自适应神经网络—模糊推理系统（Adaptive Network—based Fuzzy Inference System, ANFIS）是较为合理的估算方法。

ANFIS 使用模糊神经网络技术把环境信息和专家知识引入融合系统，即模糊神经网络。根据一定的模糊推理规则把环境信息和专家经验信息映射为各个传感器信息源的可信度。在 ANFIS 的构造过程中，根据情况可分设多种变量，首先利用专家经验总结出多条模糊推理，以雷达为例，其模糊推理规则如表 4-2 所示。本节使用 3 种因素：传感器当前受干扰状态、传感器距离目标远近和传感器工作时的海况。根据这些模糊推理规则，ANFIS 利用神经网络对知识的获取与学习能力和模糊理论对规则的推理能力，自适应的综合处理传感器状态、环境状况和专家知识，从而得到各证据源的目标识别可信度。证据源可信度的引入提高了系统的抗干扰能力，增强了系统的容错能力，使整个多传感器目标综合识别系统的信息处理更加智能化。

表 4-2 信息源可信度的模糊推理规则

规 则 号	前 提 条 件			结 论
	传感器状态	距离目标远近	海 况	可 信 度
1	A ₁ （正常）	B ₁ （远）	C ₁ （良好）	r ₁
2	A ₁ （正常）	B ₁ （远）	C ₂ （中等）	r ₂
3	A ₂ （干扰）	B ₂ （中）	C ₃ （恶劣）	r ₃
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
N	A ₃ （破坏）	B ₃ （近）	C ₃ （恶劣）	r _N

3. 混淆矩阵法

假设对每个信息源，通过大量的样本集性能统计都能得到一个对应的混淆矩阵（Confusion Matrix） $\mathbf{CM}_i = (p_{km}^i)_{M \times M}, k, m = 1, 2, \dots, M, i = 1, 2, \dots, n$ ，其中 p_{km}^i 表示第 i 个信息源将第 k 类样本判别为第 m 类样本的概率。对于某个样本， n 个信息源的判定类别分别为 B_1, B_2, \dots, B_n ，则得到识别性能矩阵 $\mathbf{DP} = (p_{B_i m}^i)_{n \times M} = (a_m^i)_{n \times M}, m = 1, 2, \dots, M, i = 1, 2, \dots, n$ ，其中 $p_{B_i m}^i$ 表示第 i 个信息源对第 B_i 类目标的识别性能。

首先利用识别性能矩阵计算群体识别性能, 即 $\bar{a}_m = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N p_{B_i m}^i, m=1, 2, \dots, M$, 然后计算各信息源与群体识别性能的距离: $d_i = \sum_{m=1}^M |a_m^i - \bar{a}_m|, i=1, 2, \dots, M$ 。 d_i 度量信息源 i 与群体判断的相容性程度, 信息源 i 与群体判断越接近则说明越能代表所有信息源的分类, 应该赋以越大的权值。

最终各证据源的可信度 $crd_i = \frac{w_i}{\max(w_i)}, i=1, 2, \dots, n$, 其中 $w_i = \exp(-d_i)$ 。将其归一化, 就得到各证据源的归一化可信度:

$$acrd_i = crd_i / \sum_{q=1}^n crd_q, i=1, \dots, n \quad (4-3-2)$$

4.3.3 目标综合识别算法

1. 加权投票表决法

表决法的概念简单, 如同民主选举, 少数服从多数, 以超过半数为通过。在决策级目标识别中, 表决法是最简单的技术。每个信息源及相应的识别方法提供目标类型的一个输入说明, 然后由表决算法对这些说明进行搜索, 以找到一个由半数以上信息源“同意”的说明, 并宣布表决结果, 当然有时可以引入加权的方法, 门限技术, 从而在一定程度上增加表决法的准确性。

2. 基于贝叶斯理论的潜艇目标综合识别

贝叶斯 (Bayes) 推理方法是建立在贝叶斯定理基础上的。贝叶斯定理的基本原理是, 给定一个前面的似然估计之后, 若又增加一个证据 (测量), 则可以对前面的似然估计加以更新。也就是说, 随着测量值的到来, 可以将给定假设的先验密度更新为后验密度。贝叶斯公式的形式为

$$P_r(H_i / E) = \frac{P(E / H_i) P_r(H_i)}{\sum_{i=1}^n P(E / H_i) P_r(H_i)} \quad (4-3-3)$$

式中 $H_i (i=1, \dots, n)$ 是互不相容的 n 个穷举假设, $P_r(H_i)$ 和 $P_r(H_i/E)$ 分别是假设 H_i 的先验概率和后验概率。 $P(E/H)$ 为假设 H 为真条件下, 证据 E 的概率密度。并且

$$P_r(H_1) + \dots + P_r(H_n) = 1 \quad (4-3-4)$$

而 $\sum_{i=1}^n P(E / H_i) P_r(H_i) = \sum_{i=1}^n P(E, H_i) = P(E)$, 它实际上是证据 E 的先验分布密度。

贝叶斯推理方法还适用于多个 (多于两个) 假设情况, 能够对不同类 (不可比) 信息源的测量进行融合, 计算出每个假设的后验概率。

3. 基于 D—S 证据理论改进的潜艇目标综合识别

在 D—S 证据理论中, 若辨识框架 Θ 中的元素满足互不相容的条件, 命题 A 对基本概

率赋值函数 m 赋值 $m(A)$ 是集合 2^Θ 到 $[0,1]$ 的映射, 即若 $m: 2^\Theta \rightarrow [0,1]$, 且满足下列条件:

$$\begin{aligned} m(\Phi) &= 0, \\ \sum_{A \in \Theta} m(A) &= 1 \end{aligned} \quad (4-3-5)$$

则称 m 是辨识框架 Θ 上的基本概率分配函数 (basic belief assignment, bba 或称 mass 函数), $\forall A \subset \Theta$, $m(A)$ 称为 A 的基本置信度, 表示对命题 A 精确信任的程度。

对于 $\forall A \subset \Theta$, 若有函数 Bel 满足如下条件:

$$\begin{aligned} Bel(\Phi) &= 0, Bel(\Theta) = 1 \\ Bel(A) &= \sum_{B \in 2^\Theta, B \subseteq A} m(B) \end{aligned} \quad (4-3-6)$$

则称 Bel 为信任度函数 (belief function), 称 $Bel(A)$ 为命题 A 的信任度, 它表示了对命题 A 总的信任度。

对于 $\forall A \subset \Theta$, 若有函数 Pl 满足如下条件:

$$Pl(A) = \sum_{B \in 2^\Theta, B \cap A \neq \emptyset} m(B) = 1 - Bel(\bar{A}) \quad (4-3-7)$$

则称 Pl 为似真函数, 称 $Pl(A)$ 为命题 A 的似真度。它与信任函数传递的是同样的信息。当证据拒绝 A 时, $Pl(A)$ 等于 0。当没有证据反对 A 时, 它为 1。于是有 $Bel(A) \leq Pl(A)$ 。这样, 信任度和似真度就概括了证据对具体的命题 A 的关系。它们之间的关系如图 4-8 所示, 构成了一个完整的证据空间。

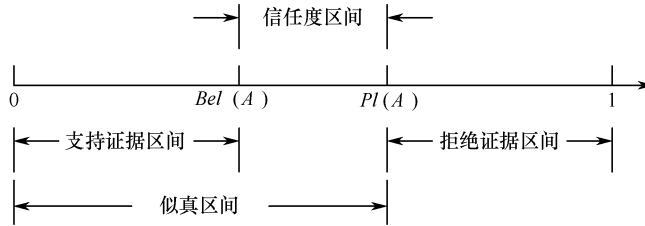


图 4-8 证据区间

设 $m_1, m_2, m_3 \dots$ 是辨识框架 Θ 上的多组基本概率赋值, 它们的焦元分别为 $A_i, B_j, C_l \dots$, 则多个证据的正交和 $m = m_1 \oplus m_2 \oplus \dots$ 可由 D—S 合成规则得到:

$$\begin{aligned} m(\Phi) &= 0 \\ m(A) &= \frac{\sum_{A_i \cap B_j \cap C_l \dots = A} m_1(A_i) m_2(B_j) m_3(C_l) \dots}{1 - k}, \forall A \subset \Theta, A \neq \Phi \end{aligned} \quad (4-3-8)$$

其中, $k = \sum_{A_i \cap B_j \cap C_l \dots = \emptyset} m_1(A_i) m_2(B_j) m_3(C_l) \dots < 1$, 称为证据的冲突度 (degree of conflict), 它的大小反映了证据的冲突程度。 $1/(1-k)$ 称为归一化因子, 它的作用是为了避免在合成时将非零的概率赋给空集。

将上式展开得到^[29]:

$$\begin{aligned}
 m(A) &= \frac{1}{1-k} \left\{ \begin{aligned} &m_1(A)[m_2(A) + m_2(\Theta)][m_3(A) + m_3(\Theta)] \cdots [m_n(A) + m_n(\Theta)] + m_1(\Theta)m_2(A) \\ &[m_3(A) + m_3(\Theta)] \cdots [m_n(A) + m_n(\Theta)] + m_1(\Theta)m_2(\Theta)m_3(\Theta)[m_4(A) + m_4(\Theta)] \\ &\cdots [m_n(A) + m_n(\Theta)] + \cdots + m_1(\Theta)m_2(\Theta) \cdots m_{n-2}(\Theta)m_{n-1}(A)[m_n(A) + m_n(\Theta)] \\ &+ m_1(\Theta)m_2(\Theta) \cdots m_{n-1}(\Theta)m_n(A) \end{aligned} \right\} \\
 &= \frac{1}{1-k} \sum_{j=1}^n \left[\prod_{i=0}^{j-1} m_i(\Theta) \right] m_j(A) \left\{ \prod_{i=j+1}^n [m_i(A) + m_i(\Theta)] \right\} \\
 &= \frac{1}{1-k} \{ [m_1(A) + m_1(\Theta)][m_2(A) + m_2(\Theta)] \cdots [m_n(A) + m_n(\Theta)] - m_1(\Theta)m_2(\Theta) \cdots m_n(\Theta) \}
 \end{aligned} \tag{4-3-9}$$

其中

$$k = 1 - \sum_{A \subset \Theta} \sum_{j=1}^n \left[\prod_{i=0}^n m_i(\Theta) \right] m_j(A) \left\{ \prod_{i=j+1}^n [m_i(A) + m_i(\Theta)] \right\} - \prod_{i=1}^n m_i(\Theta) \tag{4-3-10}$$

利用式 (4-3-9)、式 (4-3-10) 在处理多个证据的合成时可以大大简化冲突概率和 D—S 合成概率的计算。

D—S 证据理论在进行证据合成时具有以下一些特性：

- 若两个传感器识别的基本概率赋值相同，则利用 D—S 证据组合公式合成后向概率值最大的类型集中，支持的更支持，即概率赋值最大的类型合成后概率赋值更大。
- 一票否决特性。由于 D—S 理论基于乘性原则，如果某个证据体的不确定度为 0，且对某个类型的概率赋值为 0，则合成后该类型的概率赋值仍然为 0，即彻底否决该类型。

国内外近年来针对冲突证据的合成问题，相继提出了不少改进方法，其思想可分为两类^[30]：一是修正 Dempster 组合规则；二是修改证据融合策略。

对于第一类方法，其改进主要集中在冲突概率再分配问题上。如 Yager^[31]认为冲突的证据是不可靠的，去掉了 Dempster 组合规则中的归一化过程，把冲突证据携带的那部分置信度赋给了未知命题；Yager 方法把冲突转化成了整体的不确定性，但它完全否定了冲突信息的可用性。为了修正 Yager 组合规则的不足，李弼程^[32]把冲突概率 k 按各个命题的平均置信度加权进行分配，使用加性策略来修正乘性规则的不足，使合成结果统一到多个证据的统计平均分布上，反映了少数服从多数的思想。有文献^[33-35]对此思想又进行了更进一步的改进，但这类方法都给总体不确定度分配了较高的概率值，不利于后续的决策输出。

对于第二类方法，其改进集中在对冲突证据进行预处理，同时修正证据融合策略上。Murphy^[36]提出了一种证据模型修正的改进方法，将系统中 n 个证据源的 BPA 直接进行平均，然后使用 Dempster 组合规则合成 $n-1$ 次，既中和了证据之间的冲突度，又保证合成结果的快速收敛性。在 Murphy 方法基础上，邓勇^[37]提出了证据加权平均方法，利用证据之间的距离确定证据的可信度，对各证据的 BPA 进行加权平均，最后对加权平均后的证据利用 Dempster 组合规则进行 $n-1$ 次组合，进一步提高了合成结果向一致性信息的收敛速度。这类方法将多组证据转化为平均证据进行合成，丢失了证据中原本含有的信息，缺乏合理性。

Haenni^[38]指出 Dempster 组合规则满足交换律和结合律，便于大量数据的处理；如果模型 X 和方法 Y 产生了不合理的结果 Z，而方法 Y 即 Dempster 组合规则没有问题，那么应该修改的是模型，而不是规则。因此，认为 Dempster 组合规则没有问题，其在合成某些问题时的失效是由于某些证据的不合理造成的，应该对这些证据进行修正。由于一个或少数证据对自身判断的过于肯定，导致与大多数证据存在冲突，最终导致使用 Dempster 组合规则合成的结果有悖常理，处理的方法可以通过降低这部分证据的肯定程度，增大其不确定度。

一种基于冲突证据组合加权的证据理论改进方法的基本思想为：计算多组证据的冲突概率 k ，判断证据源之间是否存在冲突，如果没有冲突，则直接采用 Dempster 组合规则进行合成；如果冲突，则计算各证据的信任度，选取权重最小的证据作为冲突证据进行折扣度修正，减少它与其他证据的潜在冲突，同时降低那些过分肯定的证据的置信度，最后利用 Dempster 组合规则对修正后的证据进行合成。对各证据的信任度计算采用主观权重和客观权重综合的方法，主观权重反映了不同来源传感器（即证据源）自身性能的可靠程度，客观权重则反映了针对当前具体情况各证据间的相互支持情况。

下面给出组合权重的获取方法。

(1) 主观权重的获取。

主观权重反映了各传感器识别性能的好坏，应根据人类专家的经验或依据大量实验数据进行评定，也可以采取层次分析法将半定性半定量问题定量化，以此获得不同证据源之间的重要程度关系。假设最终得到的主观权重为 $\alpha_i, i=1,2,\dots,n$ ， $\alpha_i \in [0,1]$ 。

(2) 客观权重的获取。

客观权重通过计算不同证据与证据均值的距离来得到。距离均值远的证据认为与大部分证据有冲突、分配低的权重；距离均值近的证据分配高的权重。过程如下：

计算 n 组证据的均值

$$med_j = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n m_{ij} \quad (j=1,2,\dots,m) \quad (4-3-11)$$

计算各组证据的基本概率赋值与均值的距离

$$dis_i = \sum_{j=1}^m |m_{ij} - med_j| \quad (i=1,2,\dots,n) \quad (4-3-12)$$

求各证据的客观权重

$$\beta_i = W_i / \max(W_i) \quad (4-3-13)$$

其中， $W_i = 1/dis_i$ 。 β_i 的取值范围在 $[0,1]$ 区间。

利用此方法相比利用 Jousselme 距离^[39]计算证据权重，计算量大大减小，而且能很好地反映证据间的冲突程度。但是，在只有两个证据的情况下，不论其是何种取值，基于此方法和基于 Jousselme 距离的方法计算出的权重均相等且等于 1，致使单纯利用客观权重对证据进行折扣处理不能起到应有的作用。

(3) 组合权重的获取。

组合权重 w_i 采用如下的权重综合公式获得：

$$w_i = \frac{\alpha_i \beta_i}{\sum_{i=1}^n \alpha_i \beta_i} \quad i=1,2,\dots,n \quad (4-3-14)$$

组合权重既考虑了主观因素，又考虑了客观因素，能够较全面反映不同证据的可靠程度及相互间的一致程度。当主观权重不都为 1 时，相比只采用客观权重，使用组合权重在一定程度上解决了两个证据计算出的权重均为 1 时的冲突问题。

下面给出冲突证据的处理方法。

大部分文献^[40]都是根据计算出的信任度或权重对所有的证据进行折扣度修正，实际上对于进行综合的证据多数都经过了相关性判断，其信息基本上是一致的，只是由于部分冲突证据导致合成结果不合理，通常认为大部分证据的判断都是可靠的，不对其进行修正，只需对部分冲突证据进行折扣，这样既降低了计算量，又能保证合成结果的一致性。

① 确定冲突证据。

采用组合权重反映了各证据与证据均值偏离的程度，权重越低说明该证据与大部分证据有冲突，应降低其可信程度。因此，取组合权重最小的证据作为冲突证据，如果最小权重对应的证据有多个，则将这多个证据都视为冲突证据，对其均进行折扣度修正。

② 冲突证据折扣度计算。

原则上可直接使用最小组合权重作为冲突证据的折扣度，即 $\min w = \min \{w_i, i = 1, 2, \dots, n\}$ ，但是考虑到特殊情况（如只有两个证据的情况）下最小权重仍有可能为 1，那么就起不到降低冲突证据可信程度的作用，因此，采用如下方法确定冲突证据的折扣度：

$$discount = \min \{Th, \min w\} \quad (4-3-15)$$

其中，Th 为折扣度最大值的经验取值，本节取 $Th = 0.9$ 。

③ 冲突证据处理。

假设最终需要修正的证据为 m_i （可为多个），最终得到其对应的折扣度为 $discount$ ，则按下式对其进行修正：

$$\begin{aligned} m'_i(A) &= discount \cdot m_i(A) \quad A \subset \Theta \\ m'_i(\Theta) &= discount \cdot m_i(\Theta) + 1 - discount \end{aligned} \quad (4-3-16)$$

由于 $discount \in [0,1]$ ，因此重新分配后，证据的总体不确定度会有所增加，即起到了降低其置信度的作用。最后，将修正后的证据与其他原始证据利用 Dempster 组合规则进行合成。

通过本节方法的处理，如果一个或少数证据与其他证据冲突，则调整后这些证据的 BPA 会有所下降，从而降低这部分冲突证据在证据合成中的作用；同时，对过分肯定的证据进行折扣处理，避免出现“一票否决”现象，使合成结果更加符合人的直观判断。

4.4 基于鱼雷回传信息的目标综合识别

线导鱼雷除了作为潜艇平台的重要攻击武器，还可以作为前出探测传感器，对目标进行遥测并将自导探测信息回传给潜艇平台，通过将这些数据和潜艇指控系统战术态势及其他信息进行比较，操作者可以获得信息以进行正确/最优目标选择和最终攻击决策。随着现代鱼雷光纤线导系统技术的进步，可以通过线导系统将鱼雷获得的数据级甚至是音频信

号级数据传输到鱼雷发射舰船上，借助平台的强大计算能力进行信息融合，同时也可以基于鱼雷回传信息进行全面的水下目标综合识别，利用各种信息进行综合分析，减少错误判断的发生。

对雷鱼攻击目标的识别主要是进行目标真假判别。现代水声对抗技术的发展使得鱼雷自导系统工作的环境更趋恶劣，声诱饵等干扰器材会使自导系统丢掉真正的目标，使鱼雷不但损失航程，而且失去攻击目标的战机。因此，提高鱼雷攻击过程中对水下目标的识别能力十分重要。传统的鱼雷目标识别主要基于鱼雷自导系统探测到的信息，采用的技术主要有：基于距离、方位、频率门的简单识别方法、冲激响应识别方法、瞬时频率分析识别方法、尺度识别技术、图像识别技术等，这些技术一定程度上实现了对真假目标的分辨。然而，单纯依赖鱼雷自导探测信息，由于探测角度、识别能力的限制，难以有效识别假目标，而对潜艇和鱼雷探测信息进行综合识别，则可以利用潜艇平台的冗余信息以及人的参与，提高鱼雷攻击过程的反对抗能力。

潜艇鱼雷攻击过程中可以利用的来自鱼雷和潜艇的信息有：

- 各种目标真假信息的逻辑关系；
- 鱼雷和潜艇共同得到的各个目标位置的坐标信息及逻辑关系；
- 发射潜艇上存储的和探测的目标辐射噪声信息及其他信息；
- 鱼雷上声自导系统探测的目标辐射噪声信息；
- 鱼雷上声、磁复合引信系统对目标的识别信息；
- 鱼雷控制系统提供的信息等。

基于鱼雷回传信息的目标综合识别技术可从以下几个方面进行：

① 鱼雷和潜艇得到的目标辐射噪声信息对比。

由于鱼雷可以回传探测信息，将其探测的目标辐射噪声信号的谱图与潜艇探测目标的目标辐射噪声信号谱图或潜艇作战数据库中存储的历时目标的目标辐射噪声信号谱图进行比对，可以实现两个层次的识别：鱼雷探测目标是否是潜艇探测和攻击的目标；鱼雷探测目标是什么类型的水下目标，谱图比对的过程甚至可以精确到目标型号。谱图可以是目标辐射噪声中分析得到的 LOFAR 谱或 DEMON 谱^[45]。

② 鱼雷和潜艇的目标识别结果综合。

由于鱼雷可以回传声自导、声/磁复合引信等系统的目标识别信息，将其与潜艇对目标的识别信息进行有效综合，利用目标综合识别领域的一系列技术，综合过程中还可以利用潜艇对目标的运动要素解算结果进行辅助判断，从而综合多平台多因素判断目标的真假身份。

③ 从作战使用角度对目标的行为进行判断，进而实现对真假目标的识别。

除了目标本身的特征信息可以用于识别外，目标行为也可以辅助判断目标的真假。通常鱼雷攻击过程中，目标探测到来袭鱼雷后会进行水声对抗，在自身规避机动的同时投放各种对抗器材如声诱饵等，目标和诱饵的行为会呈现出相反的趋势，目标尽量远离鱼雷，而诱饵则尽量接近鱼雷，因此，通过对这种运动趋势的识别，也能判断出目标的真假。

4.5 作战集群目标识别

随着观测手段的不断进步,水下观测平台对目标的探测距离呈现越来越远的趋势,从而能够对海上编队目标进行同时探测和进一步跟踪侦察;另一方面,反潜兵力利用编队形式进行反潜作战呈现常态化的趋势,大大提高了搜潜能力和反潜打击能力。因此,水下平台对编队目标的探测和识别技术逐渐成为军事应用中越来越得到关注的问题。

4.5.1 目标分群

1. 有位置信息条件下的目标分群

潜艇接收外部平台传送的目标信息主要是目标位置、运动参数、身份信息,一般情况下目标运动参数精度较高,另外,潜艇三维被动定位声呐可以给出目标的方位、距离、深度等信息,可以得到目标的大概位置,这种情况下的目标分群相对容易。这时编队识别特征由三类组成:第一类,目标位置坐标(这里考虑相对本艇的二维直角坐标 x 、 y);第二类,目标速度、航向;第三类,目标属性/类间/类型信息。分类时按照三类信息分步进行。由于在很多情况下,不能确定目标的属性/类间/类型,因此,第三类特征参数常作为辅助参数,在进行细分时应用。

有目标位置(相对潜艇的 x 、 y 坐标)情况下的编队识别目前主要采用各种聚类算法进行。其中,迭代自组织分析算法^[46](Iterative Self-Organizing Data Analysis Techniques Algorithm, ISODATA)是一种动态聚类算法,在没有什么先验知识的情况下进行分类,是一种无监督分类算法,它与传统分类方法的根本区别是,它是一种软性分类,而传统聚类划分是硬性的划分。ISODATA算法的这些特点与潜艇对编队的初始认识不一定明确、编队群体识别中目标信息动态变化、编队组织形式多样的特点相适合,在编队识别中得到了较好的应用。

2. 纯方位条件下的目标分群

潜艇战术行动的决策依赖于对目标进行方位观察和对目标运动要素解算的基础之上。由于潜艇获取的信息不完备,通常潜艇通过声呐观测只能获取目标的方位,再通过对目标运动要素的计算,确定编队中目标的距离、航向、航速,但是纯方位情况下的解要素要求本艇机动^[47],且通常针对单个目标进行最优机动,如此一来,不可能编队中每个目标都能得到较高质量的运动要素;而在本艇没有机动或是无效机动时,不能解算目标运动参数,因此只有目标方位信息,部分目标具有属性/类间/类型信息,而纯方位情况的编队及队形识别会是经常遇到的状况,分群结果具有很大的不确定性。

通常,编队成员的航向、航速等运动要素应该是相同或相近的,否则应当视为原编队分裂为多个群体。考虑到纯方位情况下能对目标的航向进行解算,只要给出任意两个方位即可求解目标航向,航向解算精度跟输入有关,因此,航向是纯方位情况下编队识别可以利用的重要特征,下面给出问题描述^[48]。

设目标 i 做匀速直线运动, t 时刻观测平台对其的方位观测方程为

$$B^i(t) = a \tan \frac{D_0^i \sin B_0^i + (t - t_0) V^i \sin C^i - x_o(t)}{D_0^i \cos B_0^i + (t - t_0) V^i \cos C^i - y_o(t)} + n^i(t) \quad (4-5-1)$$

其中, D_0^i 、 B_0^i 、 V^i 、 C^i 为目标的初始距离、初始方位、速度、航向, $x_o(t)$ 、 $y_o(t)$ 为观测平台位置坐标, $n^i(t)$ 为测量误差项。

一般情况下, 通过方位观测不能解算出目标运动参数 D_0^i 、 B_0^i 、 V^i 、 C^i , 只有在观测平台实施有效的机动后, 才有可能解算出 D_0^i 、 B_0^i 、 V^i 、 C^i , 但是解算效果受到观测平台机动方式的影响很大, 针对具体的目标运动参数解算需求还存在最优机动问题, 在多目标情况下一些目标运动参数根本不能解算出来^[47]。

设观测平台匀速直线运动, 且初始观测时刻观测平台处于坐标原点, 则

$$\begin{cases} x_o(t) = (t - t_0) V_o \sin C_o \\ y_o(t) = (t - t_0) V_o \cos C_o \end{cases} \quad (4-5-2)$$

其中 V_o 、 C_o 为观测平台速度、航向。将式 (4-5-2) 代入式 (4-5-1), 则得到如下的测量方程:

$$B^i(t) = a \tan \frac{\sin B_0^i + (t - t_0) \phi_1^i}{\cos B_0^i + (t - t_0) \phi_2^i} + n^i(t) \quad (4-5-3)$$

其中,

$$\begin{cases} \phi_1^i = \frac{V^i \sin C^i - V_o \sin C_o}{D_0^i} \\ \phi_2^i = \frac{V^i \cos C^i - V_o \cos C_o}{D_0^i} \end{cases} \quad (4-5-4)$$

在测量方程式 (4-5-3) 中, 若把初始测量的方位值作为目标初始方位 B_0^i , 则待估计的未知量仅为两个, 即二维向量

$$\phi^i = \begin{pmatrix} \phi_1^i \\ \phi_2^i \end{pmatrix} \quad (4-5-5)$$

定义 $C^i = a \tan \frac{\phi_1^i}{\phi_2^i}$, 则对于两个不同目标 i 和 j , 如果它们速度和航向相同, 则 $C^i = C^j$,

因此可以将 C^i 作为编队目标速度航向判断的特征量。也称 C^i 为目标相对观测平台的相对航向。

(1) 相对航向估计模型。

本节重点介绍相对航向的估计模型。通常, 相对航向的估计方法有很多, 如非线性最优化模型、非线性滤波模型等, 本节主要采用线性解算模型。为了书写方便, 下文公式推导中省略了目标批号标记 i 。

将测量方程 (4-5-3) 进行变换得到

$$\cos(B_t)(t - t_0) \phi_1 - \sin(B_t)(t - t_0) \phi_2 = \sin(B_t - B_0) + \eta_t \quad (4-5-6)$$

其中, η_t 为误差项。

将上式写成矩阵形式如下:

$$\begin{bmatrix} \cos(B_0)(t_0 - t_0) & -\sin(B_0)(t_0 - t_0) \\ \vdots & \vdots \\ \cos(B_n)(t_n - t_0) & -\sin(B_n)(t_n - t_0) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_1 \\ \phi_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(B_0 - B_0) \\ \vdots \\ \sin(B_n - B_0) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_0 \\ \vdots \\ \eta_n \end{bmatrix} \quad (4-5-7)$$

上式对应地简记为

$$A_n \phi = b_n + d_n \quad (4-5-8)$$

则 ϕ 的线性最小二乘估计为

$$\hat{\phi} = (A_n^T A_n)^{-1} A_n^T b_n \quad (4-5-9)$$

下面对估计结果的可解性问题进行分析。从线性方程组 (4-5-7) 可以得出其系数矩阵的行列式计算公式如下：

$$\det(A_n^T A_n) = \frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^n t_i^2 t_j^2 \sin^2(B_i - B_j) \quad (4-5-10)$$

由上式可知：如果在观测过程中目标方位非恒定，则方程可解。因此，解算过程中观测平台不需要机动，只要保证目标方位有一定的变化量，则未知量 ϕ 可解。解出 ϕ 值后，根据相对航向 C 的定义可进一步求解相对航向的估计值。

(2) 基于聚类的群组目标识别。

通过分析可知，编队内目标的相对航向相同或相近，而非编队目标的相对航向则由于速度、航向的不同而具有较大的差别，因此，相对航向可以作为群组目标识别的有效特征量进行分类识别。

本节通过对相对航向特征利用聚类算法实现群组目标识别。由于实际情况下并不知道真实群组的数目，因此对相对航向进行聚类属于未知类别的聚类方法，相关方法很多，本节采用最大最小距离算法^[22]，通过计算不同目标的相对航向间的距离进行相似特征聚类。

最大最小距离算法对最近邻算法进行了改进，充分利用样品集内部特性，计算出所有样品间的最大距离作为归类阈值的参考，改善了分类的准确性。若某样品到某一个聚类中心的距离小于最大距离的 1/3，则归入该类，否则建立新的聚类中心。

在实际计算过程中，本节对最大最小距离算法进行了两方面改进：①没有选取第一个样本作为第一个类中心，这样会受到第一个样本选取的影响，而是采用选取距离最大的两个样本作为前两个类的中心；②归类阈值考虑了样本特征随时间的统计特性，反映了样本特征随时间的变化规律。

3. 目标分群实现

利用位置信息的编队识别是将目标相对本艇的方位距离转化为 x 、 y 坐标，利用编队目标实际空间位置分布进行判断，同时还可以利用航向、速度信息进行辅助识别，而纯方位情况下的编队识别由于没有距离不能转化成空间位置，但可以获取目标相对航向从而利用编队目标相对本艇航向的相近性进行群组识别，因而，纯方位情况下也可以对编队目标进行一定程度的识别。当平台实施机动增加了距离量测后，可在纯方位编队识别基础上进行编队确认，从而更快地识别出编队目标。

潜艇感知目标的距离有限，通常，编队逐步被探测到又逐步消失，同一编队在不同的距离被潜艇探测到的数目都有可能不同。因此，时间域的关联和信息补全很重要。

最终建立的编队识别处理流程图如图 4-9 所示。

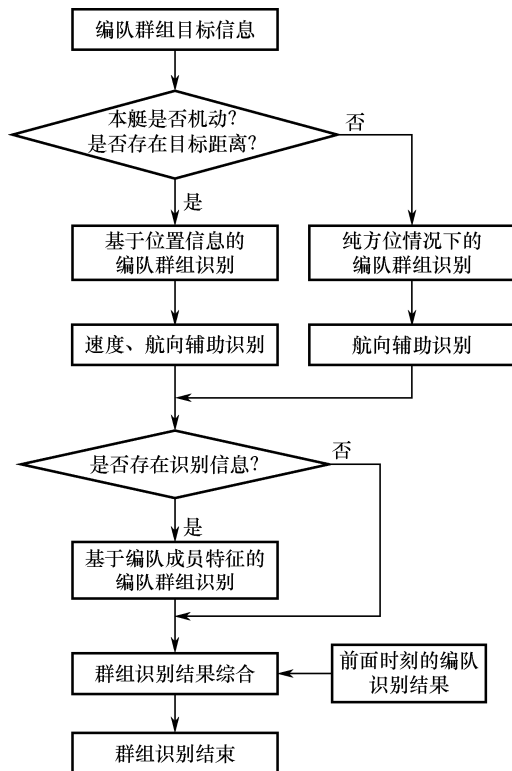


图 4-9 编队识别流程

4.5.2 编队队形识别

通过聚类识别出目标群组后，还需要进行编队队形识别，因为潜艇战术行动的决策依赖于对编队目标的队形识别。编队队形识别是在分群基础上，根据群组（编队）目标的相对位置关系，对其进行分析、匹配，确定群组的编队队形，在信息容许情况下进一步确定群组的国籍、编队类型等。可以将编队所在区域看作一张二维态势图，目标就是态势图中的像素点，则编队队形识别可以使用图像识别技术解决。

在已知编队内各组成节点的位置和主航向的基础上，本节给出一种基于模板匹配的编队队形识别方法，具体步骤如下：

① 以原坐标原点为基础，根据编队的主航向，实现直角坐标系的旋转，旋转后原编队的主航向指向正北方向。

② 以编队 x 坐标的最小值的成员为参考点，若有多个，则选 y 坐标的最小值的成员为参考点，按 x 坐标从小到大的顺序计算所有成员沿 y 轴方向与参考点的坐标差和沿 x 轴方向与参考点的坐标差。

- ③ 若 x 轴最大坐标差的绝对值小于门限 1，则编队为纵队；
- ④ 若 y 轴最大坐标差的绝对值小于门限 2，则编队为横队；
- ⑤ 其他情况下，除去参考点成员外，其他各成员 y 轴坐标差除以 y 轴最小坐标差的绝对值，所得结果根据表 4-3 情况进行队形判断。

表 4-3 队形识别规则示例

队形	编队成员数目			
	3	4	5	≥ 8
梯形	(1,2) 或 (-1,-2)	(1,2,3) 或 (-1,-2,-3)	(1,2,3,4) 或 (-1,-2,-3,-4)	
楔形	(1,0)	(1,0,-1) 或 (1,2,1)	(1,2,1,0)	
反楔形	(-1,0)	(-1,0,1) 或 -1,-2,-1)	(-1,-2,-1,0)	
半环形	-	-	(1,1.5~1.8,1,0)	
菱形	-	(-1,1,0) 或 (1,-1,0)	-	-
圆环形	-	-	-	所有坐标差之和=0

假设潜艇目标坐标采用二维坐标系，则在二维平面内实现坐标系的旋转。设任意一点 P 在原坐标系中的位置为 $p_1 = [x_1, y_1]$ ，航向为 C ，在旋转后的坐标系中的位置为 $p_2 = [x_2, y_2]$ ，航向为 y 轴正方向，假定两个直角坐标系的坐标原点共点，则根据两坐标系间的几何关系可知

$$p_2 = L \times p_1 \quad (4-5-11)$$

其中，

$$L = \begin{bmatrix} \cos C & -\sin C \\ \sin C & \cos C \end{bmatrix} \quad (4-5-12)$$

利用编队成员组成还能进行辅助判断，可对目标身份进行较细程度的识别，如识别出目标为航空母舰、驱逐舰或护卫舰等，考虑到通常航母编队进行防空、反潜作战时编队群组一般有比较固定的队形，特别是巡航情况下编队队形相对比较稳定，但实际作战条件下队形变化要复杂得多，因此单纯依赖队形进行群组识别是不够的。尽管一个大的（舰艇）编队的队形是变化的，但是其成员组成一般比较稳定，因此可将成员组成看成编队的另外一个特征在群组识别中加以利用，可以利用编队中成员类型的组成进行辅助判断，提高编队队形识别的可靠性和正确率。

4.6 目标综合识别数据库应用

数据库是目标综合识别过程中必不可少的一部分，可为目标综合识别过程提供各种识别数据的有力支撑，通常包括目标特征数据库、目标综合识别过程采集存储数据库、历史信息数据库等。其中目标特征数据库可为目标综合识别过程利用多源特征数据进行目标身份匹配提供标准模板数据的支持，以及提供对库中特征数据的统计特性分布等功能，目标综合识别过程采集存储数据库则用于采集记录综合识别过程的输入输出数据和人工干预数

据，用于综合识别过程的事后分析与评估。

目标特征数据库主要包括用于目标身份识别的各类特征数据，如目标水声特征数据库、辐射源特征数据库、通信参数特征数据库、图像特征数据库、平台数据库(Platform DataBase, PDB)等，下面对其进行详细介绍^[17]。

(1) 目标水声特征数据库。

用于存储水声目标噪声信号样本及相关的识别特征集合。如美国 PACS 水声数据库中每个节点包含一个复合的被动水声信号，描述目标级别整个集合的特征，每个包含 16 种被动水声属性和参数，在所用数据库级别所有剖面上具有较高的分辨能力。其被动水声属性包括两类信息：源身份(Identity, ID)和一个谐波集。谐波集是复合级别所含平台的一系列呈谐波关系的水声线谱特性的集合，源身份(ID)则是一个字母符号描述谐波集的物理来源(引擎、泵、齿轮等)。

(2) 辐射源特征数据库。

主要包括辐射源属性参数表和辐射源—平台关系表。辐射源属性参数表中的属性包括辐射源类型、模式、脉冲间隔、脉冲重复频率、射频和扫描率。最后 4 个属性允许分类器对所给电磁信号快速减少可能目标的数目。辐射源—平台关系表则用于已知辐射源类型时确定其安装的目标平台级别集合，和已知其安装平台时确定辐射源集合。

(3) 平台数据库。

平台数据库 PDB 中的属性分为三类：运动属性、几何属性、身份属性。

运动属性包括：最大加速度、最大平台速度、最小平台速度、最大高度、巡航速度。前 4 个属性用于区分可能目标身份的边界，最后一个给出最似然身份列表。

几何属性：通过成像信息后置处理估计，可被认为是图像支持模块，和 ESM 功能类似。具体属性包括：三维几何高度、宽度、长度，如果距离未知则至少是它们的比值，从前面、侧面、上面看到的雷达横截面积 RCS。另外，相关特性的分布可能被分类器需要，但是可作为产生似然身份的算法的部分考虑。这些特征可以是上层建筑定位(SSAR)或热点分布(FLIR)。

身份属性：可在分类的不同阶段由 ESM 直接给出或作为 FLIR 和 SSAR ISM 的输出。ESM 要求有每个平台所有辐射源的详尽列表，另外，某些声学特性导致可能潜艇或舰船身份可被列出，如推进器类型、螺旋桨数目、叶片数、圆柱体数目等。

目标综合识别数据库的应用主要包括目标特征数据的访问与查询、采集记录数据的存储、目标特征数据和采集数据的共享与维护、目标特征数据的统计与分析等功能，为目标综合识别过程使用、操作人员管理以及数据事后维护提供数据服务。

4.7 仿真案例

4.7.1 水声目标识别仿真

对采集到的舰船辐射噪声数据进行功率谱分析，然后进行线谱提取^[49]，最终形成包括线谱根数分布、线谱能量分布、线谱条数、最大线谱位置及幅度等共 13 维经归则化的特征

向量。为了进行比较,分别使用 RBF 神经网络和 BP 神经网络对样本进行训练和测试,RBF 神经网络使用本节给出的结构和学习算法进行训练,所用隐含层神经元数目为 25,BP 神经网络采用 13 网络采用本的三层网络结构,采用有动量的梯度下降法进行训练。使用约 70 余个样本,共 3 类目标,用于训练和用于测试的样本比例分别采用 2:1 和 1:1 两种情况,最终得到的识别正确率如表 4-4 所示。

表 4-4 BP 和 RBF 神经网络识别结果

输入样本		识别正确率	
		BP 神经网络	RBF 神经网络
训练样本: 测试样本=2:1	训练样本	100%	100%
	测试样本	90.9%	95.5%
训练样本: 测试样本=1:1	训练样本	100%	100%
	测试样本	87.9%	93.9%

由表 4-4 结果可见,将 RBF 神经网络和 BP 神经网络用于线谱特征分类时,对训练样本的识别正确率均达到了 100%,而对测试样本进行分类时采用本节给出的 RBF 神经网络相比传统的 BP 神经网络效果要好;当训练样本数目下降(训练样本:测试样本比例为 1:1)时,RBF 识别正确率下降不多,而 BP 识别正确率则下降较多,这说明 RBF 神经网络经过学习训练后能对特征进行较准确分类,其采用的高斯核反映了样本的分类信息,即便样本数目较少,依然能对目标进行较好的分类。因此,将 RBF 神经网络用于水下目标识别是可行的,在现有数据的测试下其结果是令人满意的,其为水下线谱特征分类提供了一种新的方法。

4.7.2 证据理论改进方法仿真

假设有 4 个证据源对同一个目标提供识别证据,辨识框架 $\Theta=\{A, B, C\}$,表 4-5 列出了 4 个传感器的基本概率赋值情况。

表 4-5 各传感器的基本概率赋值

基本概率赋值	A	B	C	Θ
m_1	0.6	0.1	0.3	0
m_2	0	0.1	0.9	0
m_3	0.5	0.1	0.4	0
m_4	0.5	0.1	0.4	0

采用已有改进方法和本章方法,对表 4-5 证据进行组合的结果如表 4-6 所示,其中通过某种手段获得 4 个证据的主观权重为 1:0.8:0.9:0.9,使用本章方法对应的合成结果如表 4-6 最后所示。

表 4-6 证据组合结果

证据组合方法	BPA	m_1, m_2	m_1, m_2, m_3	m_1, m_2, m_3, m_4
Dempster 组合规则	$m(A)$	0.0000	0.0000	0.0000
	$m(B)$	0.0357	0.0092	0.0023
	$m(C)$	0.9643	0.9908	0.9977
	$m(\Theta)$	0.0000	0.0000	0.0000
李弼程方法	$m(A)$	0.2160	0.3267	0.3827
	$m(B)$	0.0820	0.0901	0.0958
	$m(C)$	0.7020	0.5823	0.5215
	$m(\Theta)$	0.0000	0.0000	0.0000
邓勇方法	$m(A)$	0.1957	0.3709	0.4677
	$m(B)$	0.0217	0.0053	0.0012
	$m(C)$	0.7826	0.6238	0.5311
	$m(\Theta)$	0.0000	0.0000	0.0000
本章方法 (主观权重均为 1)	$m(A)$	0.1296	0.6094	0.7028
	$m(B)$	0.0626	0.0215	0.0048
	$m(C)$	0.7838	0.3691	0.2924
	$m(\Theta)$	0.0240	0.0000	0.0000
本章方法 (主观权重为 1 : 0.8 : 0.9 : 0.9)	$m(A)$	0.2830	0.6223	0.7097
	$m(B)$	0.0660	0.0217	0.0049
	$m(C)$	0.6509	0.3559	0.2855
	$m(\Theta)$	0.0000	0.0000	0.0000

由表 4-6 结果可见, 对于表 4-5 所示冲突情况, Dempster 组合规则对 2、3 或 4 个证据的合成结果均出现一票否决现象, 否定 A 而赋予 C 极高的 BPA 值, 这与直观判断不符。基于证据加权平均思想的李弼程方法、邓勇方法都在一开始充分信任 C, 随着证据的增多, 给予 A 渐多的 BPA 值, 但始终没有大于 C。方法在主观权重均为 1 的情况下, 对两个证据合成后赋予 C 最大的 BPA, 但在第 3、4 证据加入后, 即认为目标为 A 类型, 合成结果与投票表决的主观感受相符; 当使用主观权重 1 : 0.8 : 0.9 : 0.9 合成后, 更进一步确定了合成结果的判断, 赋予 A 更高的 BPA。从表 4-5 所示证据特例看, 该方法更适合少数证据与多数证据冲突情况下的快速证据合成。

4.7.3 纯方位目标分群仿真

仿真态势假定为: 有两组编队目标均进行匀速直线运动, 编队 1 采用楔形队形, 航向 180° , 编队 2 采用单横队, 航向 90° , 观测平台初始位置在坐标原点且匀速直线运动, 航向 300° 。观测平台周期性地进行纯方位探测且没有漏测, 观测周期为 10 s, 各目标量测噪声服从独立同分布, 方位量测误差为 0.3° 。仿真时长为 1800 s, 在整个仿真时间内的相对态势如图 4-10 所示, 其中各目标线形含义与下文相同。

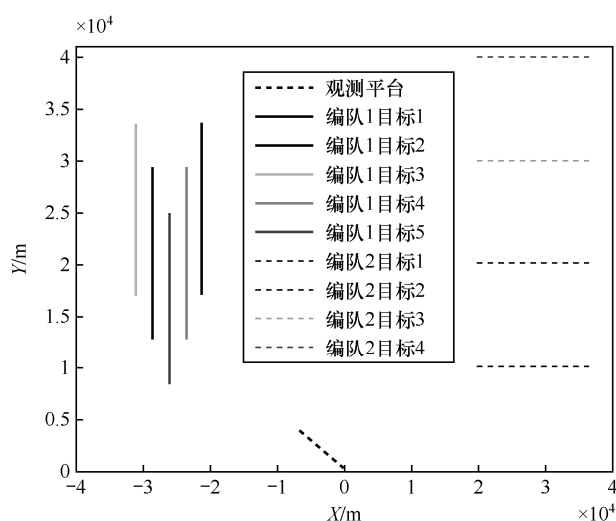


图 4-10 编队目标相对态势

利用本节所述相对航向估计算法得到的各编队目标的相对航向估计随时间的变化曲线如图 4-11 所示。

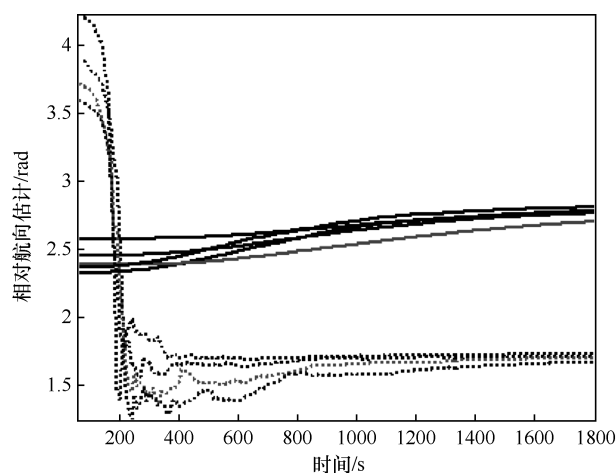


图 4-11 相对航向估计结果曲线

从图 4-11 可以看出,不同编队内各目标的相对航向估计结果随着时间的积累越来越接近,编队间的相对航向估计结果有较大程度的分离,为基于相对航向的群组目标聚类提供了较好的分类特征。

利用本节最大最小距离算法对上述每个计算周期得到的相对航向估计值进行未知类别聚类,当编队 1 目标归为 1 类、编队 2 目标归为 2 类时认为正确,归为其他类时认为错误,以此来统计聚类正确率。进行 100 次蒙特卡洛仿真,得到的各目标聚类正确率随时间的变化曲线如图 4-12 所示。

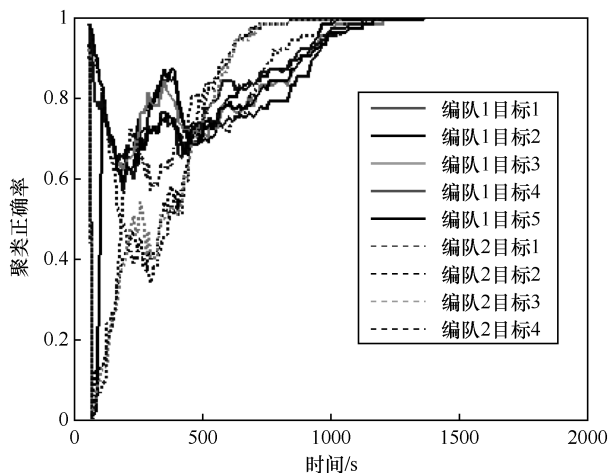


图 4-12 群组目标聚类正确率统计结果

从图 4-12 中可以看出，在跟踪前期，由于相对航向估计结果有跳动，并且在 200 s 附近两个编队的相对航向估计结果有交叉，因此初始一段时间内各目标的聚类正确率有一定的起伏和跳动，但在 500 s 后各目标的聚类正确率均稳定上升并最终达到了 100%，而且编队 2 的目标聚类正确率上升得更快一些，这是由于估计出的相对航向更接近一些。因此，本节所提算法实现了对两个编队目标的较好分类，具有较好的群组目标识别效果。

4.8 小结

随着目标识别，特别是目标综合识别技术研究的不断深入，潜艇目标综合识别的概念内涵、体系结构、算法模型等必将得到进一步发展，并且随着工程应用需求和实践的不断推动，其在理论上和工程上都取得丰硕的成果。本章介绍了现阶段潜艇目标综合识别涉及的信息输入、层次结构、有代表性的算法模型，必须说明，目前的综合识别能力无论从识别的层次、识别准确度、识别时间等方面都远远不能满足作战指挥员的需要，特别是随着目标反识别能力的不断增强，如平台辐射噪声特征的消减和日趋不明显、平台所载辐射源特性的区分性减弱等，都使得对目标身份的识别越来越困难。基于单一平台和观测手段，针对实时探测目标信息，进行目标综合识别的能力提升有限，必须充分利用传感器特征级信息，同时借助技侦情报支持、历时信息分析、航迹特性提取、舷外探测资源等各种手段，进一步改善综合识别的效果，从而最终对潜艇目标识别性能的提升和指挥员作战决策提供有力支持。

参考文献

- [1] 闫炜. 国外水中目标识别技术发展趋势[J]. 舰船科学技术, 2012, 34(12).
- [2] 侯平魁. 水下目标辐射噪声特征提取及其融合识别系统研究[D]. 上海交通大学博士学位论文, 2000.10.

- [3] 刘健, 刘忠. 基于小波变换和支持向量机的水下目标分类方法[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(9): 88-92.
- [4] 陆扬. 水中目标辐射噪声非线性特征提取研究[D]. 哈尔滨工程大学博士论文, 2006.
- [5] 晋朝勃, 胡刚强, 史广智, 等. 一种采用支持向量机的水中目标识别方法[J]. 声学技术, 2011, 30(3): 186-188.
- [6] 高志华, 贲可荣. 基于多分类支持向量数据描述的噪声源识别研究[J]. 计算机科学, 2012, 39(11): 233-236.
- [7] 丁迎迎, 李洪瑞. 水下目标身份融合技术研究[C]. 第二届全国信息融合学术年会论文集, 2010 年 6 月.
- [8] 王壮. C^4 ISR 系统目标综合识别理论与技术研究[D]. 国防科学技术大学博士论文, 2001 年 10 月.
- [9] 王元斌, 夏学知. 多传感器综合目标识别技术研究[J]. 舰船电子工程, 2004, 24(4): 8-11.
- [10] 缪崇大. 海战场多传感器目标综合识别技术研究[D]. 南京信息工程大学硕士论文, 2008.
- [11] 刘同明, 夏祖勋, 解洪成. 数据融合技术及其应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
- [12] 韩崇昭, 朱红艳, 段战胜. 多源信息融合[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.
- [13] 何友, 王国宏, 陆大瑜, 等. 多传感器信息融合及应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2000.
- [14] David L. Hall, James Llinas. 多传感器数据融合手册[M]. 北京: 电子工业出版社, 2008.
- [15] 赵宗贵, 熊朝华, 王珂, 等. 信息融合概念、方法与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [16] R. Rajagopal, B. Sankaranarama. Target classification in a passive sonar-an expert system approach[J]. Proc. IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Signal Processing, 1990: 2911-2914.
- [17] Pierre Valin, Eloi Bosse. Using a Priori Databases for Identity Estimation through Evidential Reasoning in Realistic Scenarios[J]. RTO-MP-IST-040.
- [18] Werner Henrich, Thomas Kausch, Felix Opitz. Data Fusion for the new German F124 Frigate Concept and Architecture[J]. ISIF2003, 2003.
- [19] MIL-STD-2525B. Department of Defense Interface Standard, Common Warefighting Symbology, 30 January, 1999.
- [20] 苏小红, 侯秋香, 马培军, 王亚东. RBF 神经网络的混合学习算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2006, 38(9).
- [21] 丁迎迎, 杨永健, 沈发江. RBF 神经网络在水下目标识别中的应用研究[C]. 2011 年海战场电子信息科学技术学术年会论文集, 2011 年 9 月.
- [22] 杨淑莹. 模式识别与智能计算——MATLAB 技术实现[M]. 北京: 电子工业出版社, 2008.
- [23] 丁迎迎, 杨永健, 陈义平, 等. 雷达辐射源识别方法研究[C]. 中国造船工程学会电子学术委员会 2008 年年会论文集, 2008 年 11 月.
- [24] 王晓博, 王国宏, 阎红星, 等. 利用位置和运动信息的目标识别[J]. 电光与控制, 2008 年 10 月.
- [25] 齐博会, 张金成, 王程. 采用粗 BP 神经网络和 D—S 证据理论的目标识别[J]. 电光与控制, 2008 年 12 月.
- [26] 白冬婴, 马飞, 陈朝霞, 等. 基于粗糙集的神经网络的目标识别应用[J]. 微机计算机信息(测控自动化), 2008 年第 24 卷第 3-1 期.
- [27] 何友, 王国宏, 任少龙. 目标识别的层次化描述和信息综合模型[J]. 信息与控制, 1994 年 4 月.
- [28] 丁迎迎, 李洪瑞, 杨永健, 等. 基于加权的目标综合识别技术[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(3).
- [29] 丁迎迎. D—S 改进方法研究综述[C]. 中国造船工程学会电子学术委员会 2008 年年会论文集, 2008 年 11 月.
- [30] 丁迎迎, 李洪瑞. 一种简单有效的处理冲突证据的 D—S 改进方法[J]. 指挥控制与仿真, 2011, 33(2).
- [31] R.R. Yager. On the Dempster—Shafer framework and new combination rules[J]. Information Science, 1990, 41(2): 93-137.
- [32] 李弼程, 王波, 魏俊. 一种有效的证据理论合成公式[J]. 数据采集与处理, 2002, 17(1): 33-36.

- [33] 孙全, 叶秀清, 等. 一种新的基于证据理论的合成公式[J]. 电子学报, 2000, 28(8): 117-119.
- [34] 邓勇, 施文康. 一种改进的证据推理组合规则[J]. 上海交通大学学报, 2003, 37(8): 1275-1278.
- [35] 蒲书缙, 杨莘元, 胡炜薇. 一种基于冲突概率再分配的证据合成规则[C]. 第六届全球智能控制与自动化大会, 2006 年 6 月 21-26 日, 4264-4268.
- [36] Murphy C.K. Combining Belief function When evidence conflicts [J]. Decision support systems, 2000, 29: 1-9.
- [37] 邓勇, 施文康, 朱振福. 一种有效处理冲突证据的组合方法[J]. 红外与毫米波学报, 2004, 23(1): 27-32.
- [38] Haenni R. Are alternatives to Dempster's rule of combination real alternative? Comments on "About the belief function combination and the conflict management problem" [J]. Information Fusion, 2002, 3(4): 237-239.
- [39] Jousselme A L, Dominic G, Bosse E. A new distance between two bodies of evidence[J]. Information Fusion, 2001, 2(2): 91-101.
- [40] 王欣, 王云霄, 刘占辉, 等. 基于证据理论的空中目标识别[J]. 吉林大学学报(理学版), 2007, 45(3).
- [41] 何兵, 胡红丽. 一种修正的 D—S 证据融合策略[J]. 航空学报, 2003, 24(6): 559-562.
- [42] Smarandache F, Dezert J. Advances and Applications of DSMT for Information Fusion[J]. Volumn 3, American Research Press(ARP), 2009.
- [43] 李新德. 多源不完善信息融合方法及其应用研究[D]. 华中科技大学博士学位论文, 2007 年 6 月.
- [44] 薛昌友, 李东鑫, 马暄, 等. 基于 D—S 证据理论的潜艇多源信息融合系统[J]. 舰船电子工程, 2008 年第 11 期.
- [45] DING Yingying. Spectrum Association Method for Information Fusion of Underwater Platform and Weapon[C]. TENCON2013, 2013.
- [46] 吴文龙, 黄文斌, 刘剑. 水下作战平台对水面舰艇编队群体识别[J]. 指挥控制与仿真, 2009 年 2 月.
- [47] 李洪瑞, 盛安东. 离散纯方位系统的可观测性判据[J]. 控制理论与应用, 2009, 26(5).
- [48] 丁迎迎, 李洪瑞. 基于方位信息的群组目标识别算法[C]. 第六届中国信息融合大会, 2014 年 11 月.
- [49] 曾庆军, 王菲, 黄国建, 等. 基于线谱特征提取的被动声呐目标识别技术研究[J]. 船舶工程, 第三期, 2001 年.
- [50] 郑文恩, 孙尧. 基于多源信息融合的潜艇目标识别方法研究[J]. 船舶工程, 2004, 26(2).

目标运动要素解算

潜艇目标运动要素解算技术是完成攻击指挥控制的基础，是解决潜艇快速反应和隐蔽攻击的关键技术之一。目标运动要素解算的含义是利用传感器探测信息及人工估计信息，解算出目标运动参数的过程，其目的是掌握攻击目标的运动参数及运动态势，为作战决策及武器使用提供目标信息支持。

5.1 概述

借助于海水的天然遮盖，与海军其他兵力相比，潜艇最大的优势就是其隐蔽性。隐蔽攻击的能力反映了潜艇的战斗力和生命力。

潜艇的主要任务是执行水下战斗活动和进行战略威慑。潜艇在水下航行和作战，为了保持其自身的隐蔽性，主要依靠声波对目标进行被动探测，所获得的主要是目标方位（或舷角）信息，而无法探测到目标的距离参数。因此潜艇目标运动要素解算主要是一类纯方位情况下的目标定位和跟踪问题。潜艇目标运动要素解算实际上是利用潜艇的侦察探测设备实时确定目标当前的位置及其速度、航向等运动要素的过程，它是潜艇作战指挥和武器控制的基础。

根据所获得的目标相对本艇的运动信息和本艇的运动信息来估计目标的运动要素是潜艇指控系统的重要功能之一。潜艇在战斗行动中，通过使用侦察探测设备搜索发现目标以后，在潜艇的跟踪过程中，为了达到对目标进行攻击等目的，必须利用一切手段来解算目标的运动要素，以便为占领适宜的射击阵位并实现对武器的射击及导引控制做好必要的技术准备。

5.1.1 潜艇隐蔽攻击的概念

通常所说的潜艇隐蔽攻击是利用潜艇被动式传感器量测的信息，确定目标的位置、速度等参数，以实现其鱼雷攻击的需要。在这里泛指的隐蔽意义有两点：其一是指潜艇位于水下，不能为人眼、光学仪器、雷达所发现；其二是指所用观测器材是被动的，只收波不发射，不易被目标发现。

被动跟踪是潜艇隐蔽攻击中目标跟踪的主要方法之一。利用被动式水声传感器所接收

的目标方位（或舷角）信息，快速、准确、稳定地确定目标运动要素成为潜艇隐蔽攻击中的关键问题。因此也可以说隐蔽攻击的实质问题是被动传感器对目标的定位和跟踪问题，是选择攻击机动方案和组织武器射击的基本条件。

潜艇在接敌、占位、射击、规避等各个攻防环节都离不开目标运动要素。潜艇目标运动要素解算算法可以根据所获得的传感器信息的不同来分类。鉴于潜艇传感器的各种不同工作机理和工作方式，有多种目标运动要素的解算方法。

当前各国潜艇上装备的观测器材主要有：噪音测向站、被动测距站、回音站、雷达、潜望镜等。潜艇在各种观测器材的使用中，特别注意要有节制地使用主动探测器材。

噪音测向站是隐蔽攻击算题输入数据的主要信息源，它的跟踪性能、跟踪误差、作用距离等性能决定了隐蔽攻击算题的数学处理方法。

被动测距站可用于接收目标噪声，能够测出目标的方位和距离。

回音站能测量目标的距离和方位，但作用距离近且误差大。它属于暴露性探测器材。

潜望镜用于指挥、搜索观察、导航及鱼雷攻击探测瞄准，它是潜艇在潜望状态航行时基本的目测工具，可估计目标舷角、速度和距离。使用潜望镜观测直观性强、信息量大且可靠、迅速，它属于暴露性探测器材。

当传感器工作于噪音测向工作方式时，仅能探测到目标的方位（或舷角），此时属于纯方位跟踪，这是潜艇目标运动要素解算的一个主要的方法。为了解决系统的可观测性问题，本艇必须进行有效的机动。

当传感器既可探测到目标的方位又可探测到目标的距离时，这时的目标跟踪为方位距离跟踪。这种目标运动要素解算方法不需要本艇机动就可解算出目标的运动参数。

潜艇指控系统可利用潜望镜的目力观察或噪音站接收的目标噪音及其特性，结合敌情通报和有关资料以及海上的具体情况对目标运动要素值进行估测，此时可利用此估测信息并结合纯方位信息进行目标跟踪。根据所估测信息的不同，这种具有估测信息的目标运动要素解算方法具体包括具有一个估测信息（距离、速度或航向（舷角））的目标运动要素解算和具有两个估测信息（距离和速度、距离和航向、或速度和航向）的目标运动要素解算方法。此类算法在纯方位信息的基础上，利用了潜艇观测器材所能观测到的其他可用信息，因此较纯方位目标跟踪算法具有一定的优势。在估测信息较为精确的条件下，多数情况虽然本艇机动已不再是系统可观测的必要条件，但本艇的机动会改善目标运动要素的解算质量。采用估测法获得目标运动要素的准确和可靠程度依赖于侦察所得目标情报是否准确、可靠及对敌情资料熟悉和掌握的程度，并且与观测者训练水平的高低和实际经验是否丰富有关。

方位频率跟踪主要是利用所观测的目标方位和目标噪声或主动声呐频率信息估计目标的运动参数。频率信息的引入，使得该方法可以在几乎所有态势下不需要本艇的机动就可解决系统的可观测问题。

机动目标的纯方位跟踪主要解决潜艇在对抗条件下纯方位目标机动检测以及机动目标的定位和跟踪问题。

5.1.2 潜艇隐蔽攻击的发展

潜艇隐蔽攻击问题的研究是随着被动式传感器的出现以及估计理论的发展而发展起来的，至今已有 60 多年的历史。在第二次世界大战期间，伴随着噪音测向站的问世，适时提

出了隐蔽攻击问题。鉴于这一问题本质上的非线性和可观测性差的特点，隐蔽攻击从最初的作海图、在暴露攻击算题上用推算方位与实测方位进行比较、确定性解算到目前广泛使用的最小二乘滤波、卡尔曼滤波、以及非线性滤波算法等，隐蔽攻击问题无论在收敛率、收敛时间以及收敛精度、稳定度等各个方面都得到了大幅度的提高。

美国潜艇隐蔽攻击研究时间最长，20 世纪 40 年代至 60 年代初一直在确定性参数计算范围研究；从 1954 年开始，从二方位二距离暴露攻击发展到三方位一距离算题的列装；后来进行多方位及使用方位三阶导数瞬时计算法的研究；从 20 世纪 50 年代开始研究的四维线性最小二乘法，已列装于早期的核动力潜艇上；20 世纪 60 年代末期，开始卡尔曼滤波学术的应用研究，从理论上深入研究了卡尔曼滤波应用于潜艇隐蔽攻击的性能^[1,2]。

俄罗斯虽然是潜艇大国，但由于保密问题，对这类问题的探讨基本未见其公开报道。从其列装的潜艇来看，1958 年列装的火控设备主要是确定性参数计算，包括四方位法以及三方位一变化率法；1981 年服役的常规动力潜艇火控设备上既保留了四方位法，又新增加了三维线性最小二乘法；并且应用了卡尔曼滤波，但卡尔曼滤波算法处于辅助地位^[2]。

法国从 1995 年以来，对本艇最优机动进行了深入的研究，并且研究了纯方位跟踪的梯度法与辅助变量方法的收敛性等问题。

另外瑞典、以色列、荷兰、希腊、加拿大、意大利，英国、澳大利亚等国学者也都进行了这方面的研究。

5.2 水下目标纯方位定位跟踪系统可观测性分析

可观测性分析是纯方位被动定位与跟踪问题的基础，尤其是指导观测平台进行有效机动的理论基础。如果观测平台的运动不足以保证目标运动状态是可观测的，那么无论用何种定位算法都不能唯一地确定目标运动状态。在本节，我们将用确定性可观测性方法进行讨论，主要内容分为两部分：（1）纯方位目标运动分析的连续时间可观测性分析；（2）一要素/二要素多方位定位系统的可观测性分析。

5.2.1 线性系统可观测性的一般结论

考虑如下线性系统：

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) \\ \mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) \end{cases} \quad (5-2-1)$$

由线性系统理论^[3-6]知，系统（5-2-1）在 $[t_0, t_f]$ ($t_0 < t_f$) 上是完全可观测的，当且仅当可观测矩阵：

$$\mathbf{O}(t_f, t_0) = \int_{t_0}^{t_f} [\mathbf{H}(t)\boldsymbol{\phi}(t, t_0)]' \mathbf{H}(t)\boldsymbol{\phi}(t, t_0) dt \quad (5-2-2)$$

正定。这里 $\boldsymbol{\phi}(t, t_0)$ 是状态转移矩阵，即对任意 $t \in [t_0, t_f]$ 有：

$$\mathbf{X}(t) = \boldsymbol{\phi}(t, t_0)\mathbf{X}(t_0) \quad (5-2-3)$$

可观测矩阵（5-2-2）是正定的，当且仅当： $\forall \mathbf{Y} = (y_1, y_2, \dots, y_n)' \neq \mathbf{0}$ ，有：

$$Y'O(t_f, t_0)Y > 0 \quad (5-2-4)$$

结合式 (5-2-2) 和式 (5-2-4)，可得到如下可观测性判据：

系统 (5-2-1) 在 $[t_0, t_f]$ 上是完全可观测的，当且仅当 $\forall Y \neq 0$ 时，存在 $t \in [t_0, t_f]$ 使得：

$$H(t)\phi(t, t_0)Y \neq 0 \quad (5-2-5)$$

或者说，在 $t \in [t_0, t_f]$ 上，式 (5-2-5) 不恒等于零。

5.2.2 纯方位定位跟踪系统可观测性分析

本节内容包括三方面内容：一是目标做 N 次运动、观测平台折线机动时的可观测性分析；二是目标折线运动、观测平台折线机动时的可观测性分析；三是利用一距离多方位定位的可观测性对目标折线运动可观测条件进行了简明解释，更加凸显了问题的实质。

1. 纯方位跟踪模型与可观测条件

设目标做 N 次多项式运动，在大地直角坐标系中位置坐标为 $[x_T(t), y_T(t)]$ ，观测平台的位置坐标为 $[x_O(t), y_O(t)]$ ，目标相对于观测平台的方位为 $B(t)$ ，这里 t 是时间变量，如图 5-1 所示。

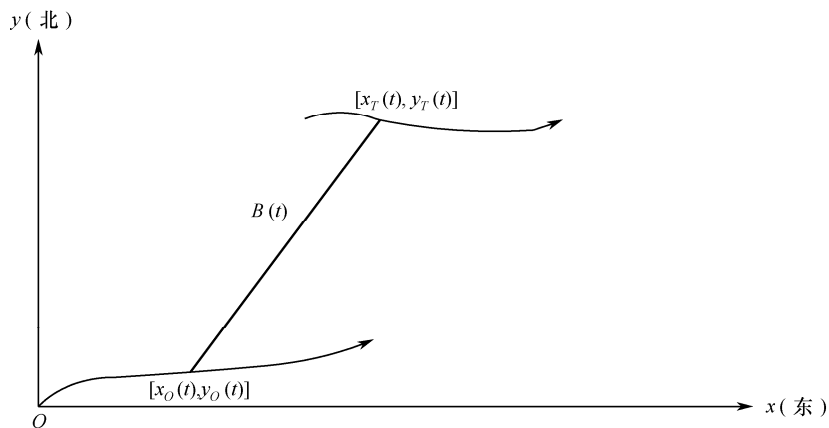


图 5-1 目标运动分析示意图

令

$$X(t) = [x_T(t), y_T(t), \dot{x}_T(t), \dot{y}_T(t), \dots, x_T^{(N)}(t), y_T^{(N)}(t)]' \quad (5-2-6)$$

相应的状态方程为

$$\dot{X}(t) = \begin{pmatrix} 0_{2 \times 2} & & \\ \vdots & I_{2N} & \\ 0_{2 \times 2} & & \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 2} & \cdots 0_{2 \times 2} \end{pmatrix} X(t) \quad (5-2-7)$$

此处 $0_{2 \times 2}$ 是 2×2 零阵， I_{2N} 是 $2N \times 2N$ 单位阵。

实际量测方程为

$$B(t) = \arctan \frac{x_T(t) - x_O(t)}{y_T(t) - y_O(t)} \quad (5-2-8)$$

引入伪量测量

$$y(t) = x_o(t) \cos B(t) - y_o(t) \sin B(t) \quad (5-2-9)$$

及伪量测阵

$$C(t) = [\cos B(t), -\sin B(t), 0, 0, \dots, 0, 0] \quad (5-2-10)$$

这样就可以得到伪线性量测方程:

$$y(t) = C(t)X(t) \quad (5-2-11)$$

原系统 (5-2-7) 和 (5-2-8) 的可观测性问题, 就转化为线性系统 (5-2-7) 和 (5-2-11) 的可观测性问题。

假定 $\phi(t, t_0)$ 是式 (5-2-11) 的状态转移矩阵, 那么

$$\phi(t, t_0) = \begin{pmatrix} I_2 & (t-t_0)I_2 & \dots & \frac{(t-t_0)^N}{N!}I_2 \\ 0_{2 \times 2} & I_2 & \dots & \frac{(t-t_0)^{N-1}}{(N-1)!}I_2 \\ \vdots & \vdots & & \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 2} & \dots & I_2 \end{pmatrix} \quad (5-2-12)$$

系统 (5-2-7) 和 (5-2-11) 在 t_0 完全可观测的充分必要条件^[7-9]是, 存在 $t_1 (t_1 > t_0)$, 使得可观测阵:

$$O[t_0, t_1] = \int_{t_0}^{t_1} [C(t)\phi(t, t_0)]' C(t)\phi(t, t_0) dt \quad (5-2-13)$$

可逆。

或者, $\forall \eta = (\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_{2N+1}, \eta_{2N+2})' \neq 0, \exists t \in [t_0, t_1]$, 使得 $C(t)\phi(t, t_0)\eta \neq 0$ 。也就是说, $\forall \eta \neq 0$, $\exists t \in [t_0, t_1]$, 使得 $C(t)\phi(t, t_0)\eta \neq 0$, 展开写即为

$$\begin{aligned} & \eta_1 \cos B(t) - \eta_2 \sin B(t) + \eta_3(t-t_0) \cos B(t) - \eta_4(t-t_0) \sin B(t) + \dots + \\ & \eta_{2N+1} \frac{(t-t_0)^N}{N!} \cos B(t) - \eta_{2N+2} \frac{(t-t_0)^N}{N!} \sin B(t) \neq 0 \end{aligned} \quad (5-2-14)$$

或者

$$\tan B(t) = \frac{x_T(t) - x_O(t)}{y_T(t) - y_O(t)} \neq \frac{\eta_1 + \eta_3(t-t_0) + \dots + \eta_{2N+1} \frac{(t-t_0)^N}{N!}}{\eta_2 + \eta_4(t-t_0) + \dots + \eta_{2N+2} \frac{(t-t_0)^N}{N!}} \quad (5-2-15)$$

2. 目标做 N 次运动、观测平台折线机动时的可观测性分析

先描述三个易见的引理。

引理 1: 如果 N 次实多项式 $P(t)$ 在区间 $[t_0, t_1]$ ($t_0 < t_1$) 上等于零, 那么 $P(t)$ 在整个实轴上恒等于零。

设 $P(t) = \sum_0^N a_k t^k$, 由题设条件, $P(t)$ 在 $[t_0, t_1]$ 上的任意阶导数皆为零。显见 $P^{(N)}(t) = N!a_N$, 因此 $a_N = 0$, 从而 $P^{(N-1)}(t) = (N-1)!a_{N-1}$, 于是也有 $a_{N-1} = 0$ 。这样一直到 $a_0 = 0$, 即 $a_k = 0, k = 0, 1, \dots, N$ 。因此 $P(t)$ 在整个实轴上恒等于零。

引理 2: 如果两个实多项式 $P(t)$ 和 $Q(t)$ 在区间 $[t_0, t_1]$ ($t_0 < t_1$) 上相等, 那么这两个多项式在整个实轴上相等。

事实上, 考虑 $R(t) = P(t) - Q(t)$, 利用引理 1 即可证得。

引理 3: 如果分式 $\frac{P_1(t)}{Q_1(t)}$ 和 $\frac{P_2(t)}{Q_2(t)}$ 在 $[t_0, t_1]$ 上相等, 那么在整个实轴上除去有限个点外, 两者皆相等。

由 $\frac{P_1(t)}{Q_1(t)} = \frac{P_2(t)}{Q_2(t)}$ 知, $P_1(t)Q_2(t) = Q_1(t)P_2(t)$ 在 $[t_0, t_1]$ 上成立。再由引理 2 知, 上式在整个实轴上成立。那么除去 $Q_1(t)$ 和 $Q_2(t)$ 的实零点, $\frac{P_1(t)}{Q_1(t)} = \frac{P_2(t)}{Q_2(t)}$ 在整个实轴上成立。

假定观测平台折线航迹由两段组成, 我们有如下结论:

定理 1: 假定目标做 N 次多项式运动, 观测平台折线机动一次, 那么, 目标运动状态可观测的充分必要条件是量测方位变化率不为零。

证明: 设整个观测时间为 $[t_0, t_2]$, 在 t_1 时刻观测平台折线机动一次, 其中 $t_0 < t_1 < t_2$ 。

假定在时间区间 $[t_0, t_2]$ 内目标状态不可观测, 那么存在 $\eta = (\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_{2N+1}, \eta_{2N+2})' \neq 0$, 使得

$$\tan B(t) = \frac{\eta_1 + \eta_3(t-t_0) + \dots + \eta_{2N+1}(t-t_0)^N}{\eta_2 + \eta_4(t-t_0) + \dots + \eta_{2N+2}(t-t_0)^N}, \quad t \in [t_0, t_2] \quad (5-2-16)$$

设观测平台在时间段 $[t_0, t_1]$ 内的速度向量为 (V_{Ox}, V_{Oy}) , 在时间段 $[t_1, t_2]$ 内的速度向量为 (V'_{Ox}, V'_{Oy}) , 再设目标运动航迹为:

$$\begin{aligned} x_T(t) &= \xi_1 + \xi_3(t-t_0) + \dots + \xi_{2N+1}(t-t_0)^N \\ y_T(t) &= \xi_2 + \xi_4(t-t_0) + \dots + \xi_{2N+2}(t-t_0)^N, \quad t \in [t_0, t_2] \end{aligned} \quad (5-2-17)$$

那么, 有

$$\tan B(t) = \frac{[\xi_1 - x_O(t_0)] + (\xi_3 - V_{Ox})(t-t_0) + \xi_5(t-t_0)^2 + \dots + \xi_{2N+1}(t-t_0)^N}{[\xi_2 - y_O(t_0)] + (\xi_4 - V_{Oy})(t-t_0) + \xi_6(t-t_0)^2 + \dots + \xi_{2N+2}(t-t_0)^N}, \quad t \in [t_0, t_1] \quad (5-2-18)$$

$$\tan B(t) = \frac{[\xi'_1 - x_O(t_1)] + (\xi'_3 - V'_{Ox})(t-t_1) + \xi'_5(t-t_1)^2 + \dots + \xi'_{2N+1}(t-t_1)^N}{[\xi'_2 - y_O(t_1)] + (\xi'_4 - V'_{Oy})(t-t_1) + \xi'_6(t-t_1)^2 + \dots + \xi'_{2N+2}(t-t_1)^N}, \quad t \in [t_1, t_2] \quad (5-2-19)$$

其中:

$$\begin{aligned} \xi'_1 &= x_T(t_1) = \xi_1 + \xi_3(t_1-t_0) + \dots + \xi_{2N+1}(t_1-t_0)^N \\ \xi'_2 &= y_T(t_1) = \xi_2 + \xi_4(t_1-t_0) + \dots + \xi_{2N+2}(t_1-t_0)^N \\ \xi'_3 &= x'_T(t_1) = \xi_3 + 2\xi_5(t_1-t_0) + \dots + N\xi_{2N+1}(t_1-t_0)^{N-1} \\ \xi'_4 &= y'_T(t_1) = \xi_4 + 2\xi_6(t_1-t_0) + \dots + N\xi_{2N+2}(t_1-t_0)^{N-1} \\ &\vdots \\ \xi'_{2N+1} &= x_T^{(N)}(t_1) = N!\xi_{2N+1} \\ \xi'_{2N+2} &= y_T^{(N)}(t_1) = N!\xi_{2N+2} \end{aligned}$$

把 (5-2-18) 改写成以 t_1 作为参考时间点, 那么 (5-2-18) 变为:

$$\tan B(t) = \frac{[\xi'_1 - x_O(t_1)] + (\xi'_3 - V_{Ox})(t-t_1) + \xi'_5(t-t_1)^2 + \dots + \xi'_{2N+1}(t-t_1)^N}{[\xi'_2 - y_O(t_1)] + (\xi'_4 - V_{Oy})(t-t_1) + \xi'_6(t-t_1)^2 + \dots + \xi'_{2N+2}(t-t_1)^N}, \quad t \in [t_0, t_1] \quad (5-2-20)$$

那么式 (5-2-20) 的右端与式 (5-2-16) 的右端在 $[t_0, t_1]$ 上相等, 依据引理 3, 它们在整个实轴上除有限个点外也相等。同理可得出式 (5-2-19) 右端与式 (5-2-16) 右端在整个实轴上除有限个点外也相等。于是式 (5-2-20) 右端与式 (5-2-19) 右端在 $[t_0, t_2]$ 上除若干点 (这些点是两分式的分母零点之和) 外相等。分子与分母交叉相乘得到的两个 $2N$ 次多项式在 $[t_0, t_2]$ 上也应该相等。再依据引理 2, 对应 t 的同次幂的系数相等。注意到式 (5-2-19) 的分式与式 (5-2-20) 的分式只是一次项系数不同。不妨记

$$\begin{aligned} a_0 &= \xi'_1 - x_O(t_1), \quad a_1 = \xi'_3 - V_{Ox}, \quad a_k = \xi'_{2k+1} \quad k=2,3,\dots,N \\ b_0 &= \xi'_2 - y_O(t_1), \quad b_1 = \xi'_4 - V_{Oy}, \quad b_k = \xi'_{2k+2} \quad k=2,3,\dots,N \\ a'_1 &= \xi'_3 - V'_{Ox}, \quad b'_1 = \xi'_4 - V'_{Oy} \end{aligned}$$

通过比较系数容易得到如下等式:

$$a_k(b'_1 - b_1) = b_k(a'_1 - a_1) \quad k=0,2,3,\dots,N \quad (5-2-21)$$

$$a_1 b'_1 = a'_1 b_1 \quad (5-2-22)$$

- 如果 $a_1 = a'_1$, $b_1 = b'_1$, 那么将有 $V'_{Ox} = V_{Ox}$, $V'_{Oy} = V_{Oy}$, 即观测平台没有折线机动, 与假设不符。
- 如果 $a_1 = a'_1$, $b'_1 \neq b_1$, 那么可由式 (5-2-21) 和式 (5-2-22) 知 $a_k = 0$, $k=0,1,2,\dots,N$ 。这意味着 $x_T(t) - x_O(t) = 0$, $t \in [t_0, t_2]$, 即目标相对观测平台的运动只在 y 轴方向上进行。根据实际背景, 目标与观测平台不能无限接近, 因此目标相对观测平台的方位要么一直保持 0° , 要么一直保持 180° , 即方位变化率为零。
- 如果 $a_1 \neq a'_1$, $b_1 = b'_1$, 那么同上讨论可知量测方位变化率仍为零。
- 以下假定 $a_1 \neq a'_1$, $b_1 \neq b'_1$, 即 $V'_{Ox} \neq V_{Ox}$, $V'_{Oy} \neq V_{Oy}$ 。由式 (5-2-21)、式 (5-2-22) 及比例性质可得:

$$\frac{a_0}{b_0} = \frac{a_1}{b_1} = \frac{a'_1}{b'_1} = \frac{a_2}{b_2} = \dots = \frac{a_N}{b_N} = \frac{V'_{Ox} - V_{Ox}}{V'_{Oy} - V_{Oy}}$$

亦即在 $[t_0, t_2]$ 内有:

$$\tan B(t) = \frac{V'_{Ox} - V_{Ox}}{V'_{Oy} - V_{Oy}} \quad t \in [t_0, t_2]$$

考虑到实际中目标与观测平台不可能无限接近, 因此量测方位保持不变, 即方位变化率为零。

以上目标运动状态不可观测的假定导出了必有量测方位变化率为零的结论。那么限制观测平台的折线机动, 保证方位变化率不为零, 则目标状态必可观测, 否则将导出方位变化率为零, 与假设矛盾。而必要性由前文的讨论容易得到。这就证明了本定理。

根据以上证明过程, 不难得到如下推论:

推论 1: 设目标做 N 次多项式运动, 那么观测平台先沿初始方位航向匀速航行, 一段时间后改变航向 (除去原航向的反航向) 航行一段时间 (两段上的速度可相同或不同, 但不能为零), 那么目标运动状态可观测。

推论 2: 如果目标匀速直航, 观测平台做折线运动, 那么只要量测方位的变化率不为零, 目标运动状态就可观测。

3. 目标折线运动、观测平台折线机动时的可观测性分析

如图 5-2 所示, 目标做折线运动, 在每一段上匀速直航, 假定由 p 段组成。设目标位置坐标为 $[x_T(t), y_T(t)]$, 在第 k 段上的速度分量为 (V_{xk}, V_{yk}) , $k=1, 2, \dots, p$ 。从 t_0 时刻开始运动, 到 t_p 时刻结束, 折点时刻为 t_k , $k=1, 2, \dots, p-1$ 。

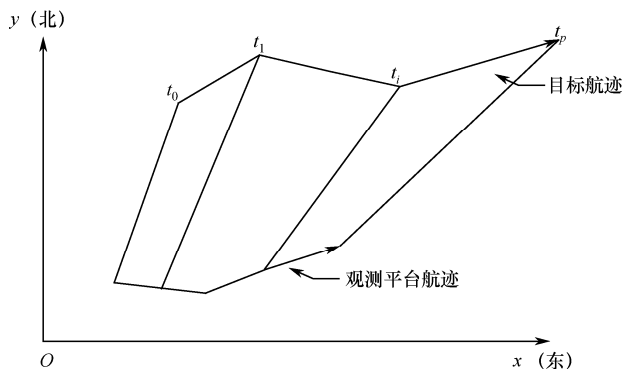


图 5-2 目标折线运动可观测性分析

取状态变量为

$$\mathbf{X}(t) = [x_T(t), y_T(t), V_{x1}, V_{y1}, \dots, V_{xp}, V_{yp}]^T \quad (5-2-23)$$

那么状态方程可写为

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) \quad (5-2-24)$$

其中,

$$\mathbf{A}(t) = \begin{cases} \mathbf{A}_1 & t_0 \leq t \leq t_1 \\ \mathbf{A}_2 & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \vdots & \vdots \\ \mathbf{A}_p & t_{p-1} \leq t \leq t_p \end{cases}$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{pmatrix} 0 & \mathbf{I}_2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{A}_2 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \mathbf{I}_2 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \end{pmatrix}$$

$$\dots \quad \mathbf{A}_p = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & \mathbf{I}_2 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 0 \end{pmatrix}$$

那么

$$e^{\mathbf{A}_1(t-\tau)} = \begin{pmatrix} \mathbf{I}_2 & (t-\tau) \mathbf{I}_2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \mathbf{I}_2 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & \mathbf{I}_2 \end{pmatrix}, \quad e^{\mathbf{A}_2(t-\tau)} = \begin{pmatrix} \mathbf{I}_2 & 0 & (t-\tau) \mathbf{I}_2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \mathbf{I}_2 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & \mathbf{I}_2 \end{pmatrix}$$

$$\dots e^{A_p(t-\tau)} = \begin{pmatrix} I_2 & 0 & 0 & \dots & (t-\tau)I_2 \\ 0 & I_2 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & I_2 \end{pmatrix}$$

当 $t \in [t_{k-1}, t_k], (k=1, 2, \dots, p)$ 时, 状态转移矩阵 $\Phi(t, t_0)$ 为

$$\begin{aligned} \Phi_k(t, t_0) &= e^{A_k(t-t_{k-1})} e^{A_{k-1}(t_{k-1}-t_{k-2})} \dots e^{A_1(t_1-t_0)} \\ &= \begin{pmatrix} I_2 & \Delta t_1 I_2 & \Delta t_2 I_2 & \dots & (t-t_{k-1})I_2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & I_2 & 0 & \dots & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & \dots & I_2 \end{pmatrix} \end{aligned}$$

其中: $\Delta t_k = t_k - t_{k-1}, k=1, 2, \dots, p$ 。

量测方程为

$$B(t) = \arctan \frac{x_T(t) - x_O(t)}{y_T(t) - y_O(t)}$$

改写为线性形式:

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{C}(t) \mathbf{X}(t) \quad (5-2-25)$$

其中: $\mathbf{Z}(t) = x_O(t) \cos B(t) - y_O(t) \sin B(t)$, $\mathbf{C}(t) = [\cos B(t), -\sin B(t), 0, 0, \dots, 0, 0]$ 。

线性系统 (5-2-24)、(5-2-25) 在 $[t_0, t_p]$ 上可观测的充要条件^[7]为: 可观测矩阵 $\mathbf{O}(t_0, t_p)$

可逆。

其中:

$$\begin{aligned} \mathbf{O}(t_0, t_p) &= \int_{t_0}^{t_p} \Phi'(t, t_0) \mathbf{C}'(t) \mathbf{C}(t) \Phi(t, t_0) dt = \sum_{i=1}^p \int_{t_{i-1}}^{t_i} \Phi_k'(t, t_0) \mathbf{C}'(t) \mathbf{C}(t) \Phi_k(t, t_0) dt \\ &= \sum_{i=1}^p \mathbf{O}_k(t_0, t_k) \end{aligned}$$

$$\mathbf{O}(t_0, t_p) \text{ 可逆} \Leftrightarrow \forall y \neq 0, y \in R^{2(p+1)}, y' \mathbf{O}(t_0, t_p) y > 0 \Leftrightarrow$$

$$\forall y \neq 0, y' \mathbf{O}_1(t_0, t_1) y > 0, \vee y' \mathbf{O}_2(t_0, t_2) y > 0, \vee \dots, \vee y' \mathbf{O}_p(t_0, t_p) y > 0$$

$$\Leftrightarrow \text{若} \exists y, s.t. y' \mathbf{O}_k(t_0, t_k) y = 0, k=1, 2, \dots, p, \text{ 那么必有 } y=0。$$

$$\Leftrightarrow \text{若} \exists y, s.t. \mathbf{C}(t) \phi_k(t, t_0) y \equiv 0, t \in [t_{k-1}, t_k] \quad k=1, 2, \dots, p, \text{ 那么必有 } y=0。$$

假设观测平台做一次折线机动, 机动时间 t_s 与 $t_0, t_1, t_2, \dots, t_p$ 不相等。不妨假定 $t_{i-1} < t_s < t_i$ 。设 $y = (y_1, y_2, \dots, y_{2p+1}, y_{2p+2})' \in R^{2(p+1)}$, 考察 $\mathbf{C}(t) \phi_k(t, t_0) y \equiv 0, t \in [t_{k-1}, t_k], k=1, 2, \dots, i-1, i+1, \dots, p$ 这 p 个式子。

首先, 由 $\mathbf{C}(t) \phi_i(t, t_0) y \equiv 0, t \in [t_{i-1}, t_i]$ 得到:

$$\begin{aligned} &y_1 \cos B(t) - y_2 \sin B(t) + y_3 \Delta t_1 \cos B(t) - y_4 \Delta t_1 \sin(t) + \dots + y_{2(i-1)+1} \Delta t_{i-1} \cos B(t) \\ &- y_{2i} \Delta t_{i-1} \sin B(t) + y_{2i+1} (t - t_{i-1}) \cos B(t) - y_{2i+2} (t - t_{i-1}) \sin B(t) \equiv 0, t \in [t_{i-1}, t_i] \quad (5-2-26) \end{aligned}$$

即

$$\tan B(t) = \frac{y_1 + y_3 \Delta t_1 + \dots + y_{2(i-1)+1} \Delta t_{i-1} + y_{2i+1} (t - t_{i-1})}{y_2 + y_4 \Delta t_1 + \dots + y_{2i} \Delta t_{i-1} + y_{2i+2} (t - t_{i-1})}, \quad t \in [t_{i-1}, t_i] \quad (5-2-27)$$

令

$$y'_1 = y_1 + y_3\Delta t_1 + \cdots + y_{2i-1}\Delta t_{i-1} \quad y'_2 = y_2 + y_4\Delta t_2 + \cdots + y_{2i}\Delta t_{i-1}$$

由推论 2, 式 (5-2-26) 或式 (5-2-27) 成立 (在观测平台折线机动的条件下) 的充要条件是: 要么 $y'_1, y_{2i+1}, y'_2, y_{2i+2}$ 全为零, 要么 $\dot{B}(t)=0$, 即目标方位保持不变。

假定 i : 观测平台在区间 $t \in [t_{i-1}, t_i]$ 内做一次折线机动, 并使得目标的方位不全相等, 即 $\dot{B}(t) \neq 0$ 。

那么, 在“假定 i ”成立的条件下, 要使式 (5-2-41) 成立, 必有 $y'_1, y_{2i+1}, y'_2, y_{2i}$ 全为零。在 $y'_1, y_{2i+1}, y'_2, y_{2i}$ 全为零的条件下, 由 $C(t)\Phi_{i+1}(t, t_0)y \equiv 0, t \in [t_i, t_{i+1}]$ 得到:

$$y_{2i+3}(t-t_i)\cos B(t) - y_{2i+4}(t-t_i)\sin B(t) \equiv 0, t \in [t_i, t_{i+1}] \quad (5-2-28)$$

即

$$y_{2i+3}\cos B(t) - y_{2i+4}\sin B(t) \equiv 0, t \in [t_i, t_{i+1}] \quad (5-2-29)$$

由式 (5-2-29) 可知, 当 y_{2i+3}, y_{2i+4} 不全为零时, 目标方位在 $[t_i, t_{i+1}]$ 上 (即目标第 $i+1$ 段运动) 保持不变, 即 $\dot{B}(t)=0$ 。

假定 $i+1$: 目标方位变化率在第 $i+1$ 段上不为零。

那么在“假定 i ”和“假定 $i+1$ ”成立的条件下, 要使式 (5-2-29) 成立, 必有 $y_{2i+3}=0, y_{2i+4}=0$ 。

依次推理, 当

假定 P : 目标方位变化率在第 P 段上不为零。

成立时, 可导出: $y_{2p+1}=0, y_{2p+2}=0$ 。

下面考察前面 $i-1$ 段的可观测情况。

由 $C(t)\phi_{i-1}(t, t_0)y \equiv 0, t \in [t_{i-2}, t_{i-1}]$, 得到

$$\begin{aligned} & [y_1 + y_3\Delta t_1 + \cdots + y_{2i-3}\Delta t_{i-2} + y_{2i-1}(t-t_{i-2})]\cos B(t) \\ & + [y_2 + y_4\Delta t_1 + \cdots + y_{2i-2}\Delta t_{i-2} + y_{2i}(t-t_{i-2})]\sin B(t) \equiv 0 \end{aligned} \quad (5-2-30)$$

在“假定 i ”成立的条件下有 $y'_1=0, y'_2=0$, 那么 (2.45) 可重写如下:

$$y''_1\cos B(t) + y''_2\sin B(t) \equiv 0 \quad t \in [t_{i-2}, t_{i-1}] \quad (5-2-31)$$

其中: $y''_1 = y_1 + y_3\Delta t_1 + \cdots + y_{2i-3}\Delta t_{i-2}, y''_2 = y_2 + y_4\Delta t_1 + \cdots + y_{2i-2}\Delta t_{i-2}$ 。

由式 (5-2-31) 可知, 当 y''_1, y''_2 不全为零时, 目标方位在 $[t_{i-1}, t_{i-2}]$ 上保持不变。

假定 $i-1$: 目标方位变化率在第 $i-1$ 段上不为零。

在“假定 i ”和“假定 $i-1$ ”成立的条件下, 式 (5-2-31) 成立必有 $y''_1=0, y''_2=0$, 同时必有 $y_{2i-1}=0, y_{2i}=0$ 。

同上, 一直递推下去, 当

假定 1: 目标方位变化率在第 1 段上不为零。

成立时, 可推断出: $y_1=0, y_2=0, y_3=0, y_4=0$ 。

因此, 在以上 p 个假定成立的条件下, $C(t)\phi_k(t, t_0)y \equiv 0, t \in [t_{k-1}, t_k], k=1, 2, \cdots, p$, 意味着 $y=0$, 也就是说所讨论的分段线性系统可观测, 于是有如下定理:

定理 2^[10]: 假定

(1) 目标和观测平台不在同一时刻机动, 目标机动时刻已知;

(2) 观测平台至少折线机动一次;

(3) 目标在每一段上对观测平台的方位变化率皆不为零。

那么目标运动状态可观测。

4. 目标只变向折线运动、观测平台匀直运动时的可观测性分析

假设观测平台位于 O 点, 目标位于 S 点(两者位于同一水平面), 经典的纯方位目标运动分析过程中, 任意时刻 t_k 量测的一系列的的目标方位 β_k 的表达式为:

$$\beta_k = \arctan \frac{x_S(t_k) - x_O(t_k)}{y_S(t_k) - y_O(t_k)} + \varepsilon_k, k=1, \dots, k \quad (5-2-32)$$

其中, $[x_O(t), y_O(t)]^T$ 和 $[x_S(t), y_S(t)]^T$ 是两个平台在 t 时刻的位置点, ε_k 是观测噪声。

无误差条件下的目标方位的变化轨迹为

$$\theta(t_k) = \arctan \frac{x_S(t_k) - x_O(t_k)}{y_S(t_k) - y_O(t_k)} \quad (5-2-33)$$

如果目标保持匀速直线运动, 则目标速度矢量为 $(\dot{x}_S, \dot{y}_S)^T$, 此时目标在任意时间 t^* 的运动参数矢量可表示为 $\mathbf{X}_S = [x_S(t^*) \ y_S(t^*) \ \dot{x}_S \ \dot{y}_S]^T$, 因此相应有下列式成立:

$$\begin{cases} x_S(t) = x_S(t^*) + (t - t^*)\dot{x}_S \\ y_S(t) = y_S(t^*) + (t - t^*)\dot{y}_S \end{cases} \quad (5-2-34)$$

在此种情况下, 若想获得目标的运动参数, 即以上问题的可观测性的条件是观测平台必须有效机动, 这已经在相关文献中给出了证明。

在纯方位目标运动分析问题中, 观测平台的运动形式一般由下式表示:

$$\begin{cases} x_O(t) = x_O(t^*) + (t - t^*)\dot{x}_O \\ y_O(t) = y_O(t^*) + (t - t^*)\dot{y}_O \end{cases} \quad (5-2-35)$$

其中, $x_O(t^*), y_O(t^*), \dot{x}_O, \dot{y}_O$ 分别表示观测平台在 t^* 时刻的位置和速度。

若引入相对运动的概念,

$$\begin{cases} x_R(t) = x_R(t^*) + (t - t^*)\dot{x}_R \\ y_R(t) = y_R(t^*) + (t - t^*)\dot{y}_R \end{cases}$$

在这种定义下, 相对运动的位置参数可由向量 $(\rho(t), \theta(t))^T$ 来表示, 相对运动的速度矢量为 $(v_R, c_R)^T$, 其中 v_R 表示相对速度的模, c_R 表示相对运动航向, 因此可得如下表达式:

$$\begin{bmatrix} x_R(t) \\ y_R(t) \end{bmatrix} = \rho(t) \begin{bmatrix} \sin(\theta(t)) \\ \cos(\theta(t)) \end{bmatrix} \quad (5-2-36)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_R \\ \dot{y}_R \end{bmatrix} = v_R \begin{bmatrix} \sin(c_R) \\ \cos(c_R) \end{bmatrix} \quad (5-2-37)$$

则无误差条件下的量测方位可表示为

$$\theta(t) = \arctan \frac{x_R(t^*) + (t - t^*)\dot{x}_R}{y_R(t^*) + (t - t^*)\dot{y}_R} \quad (5-2-38)$$

因此, 在纯方位目标运动分析中, 方位可由三维向量表示:

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \theta(t^*) & \frac{v_R}{\rho(t^*)} & c_R \end{bmatrix}^T \equiv [y_1 \ y_2 \ y_3]^T \quad (5-2-39)$$

这个向量在相关文献中也证明了它是可观测的。

这个向量 \mathbf{Y} 虽然不能定义出目标的运动轨迹，但是它可以定义一族目标的运动轨迹，而且真实的目标运动轨迹肯定被包含在这一族目标的运动轨迹中。

在绝对运动中，可引入参数 λ ，而目标的运动矢量可由 λ 和 t^* 来定义：

$$\mathbf{X}_S(\lambda) = \begin{bmatrix} \lambda \sin(y_1) + x_O(t^*) \\ \lambda \cos(y_1) + y_O(t^*) \\ \lambda y_2 \sin(y_3) + \dot{x}_O \\ \lambda y_2 \sin(y_3) + \dot{y}_O \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_S(t^*, \lambda) \\ y_S(t^*, \lambda) \\ \dot{x}_S(\lambda) \\ \dot{y}_S(\lambda) \end{bmatrix} \quad (5-2-40)$$

现在假设目标在 t_M 时刻发生机动，但是机动方式只是改变了航向，而速度仍然保持不变，用数学方式表示：在 $[t_1, t_M]$ 时间内，目标的绝对速度矢量为 $\mathbf{V}_{S,1}$ ；在 $[t_M, t_K]$ 内，目标的绝对速度矢量为 $\mathbf{V}_{S,2}$ ；并且， $\|\mathbf{V}_{S,1}\| = \|\mathbf{V}_{S,2}\| = v_S$ 。现在来讨论此种情况下的可观测性。

当机动时间已知时，假设 $t^* = t_M$ ，则计算第一段航迹方位向量 $\mathbf{Y}_1 = \begin{bmatrix} \theta(t_M) & \frac{v_{R,1}}{\rho(t_M)} & c_{R,1} \end{bmatrix}$ ，第二段航迹方位向量为 $\mathbf{Y}_2 = \begin{bmatrix} \theta(t_M) & \frac{v_{R,2}}{\rho(t_M)} & c_{R,2} \end{bmatrix}$ 。其中 $v_{R,i}$ 和 $c_{R,i}$ 分别表示第 i 段上的相对速度和相对航向。

接下来证明在此种假设下， $\rho(t_M)$ 是可观测的。

对于一个给定的 λ ，利用式 (5-2-37)，可得：

$$\frac{\lambda}{\rho(t_M)}(\mathbf{V}_{S,i} - \mathbf{V}_O) = \lambda \frac{v_{R,i}}{\rho(t_M)} \begin{bmatrix} \sin(c_{R,i}) & \cos(c_{R,i}) \end{bmatrix}$$

我们假设 $\mathbf{V}_{S,i}(\rho(t_M)) = \mathbf{V}_{S,i}$ ，由前提条件可知：

$$\|\mathbf{V}_{S,1}(\rho(t_M))\| = \|\mathbf{V}_{S,2}(\rho(t_M))\| = v_S。$$

因此该问题的可观测性可转化为是否存在另一个参数 λ ，使得

$$\|\mathbf{V}_{S,1}(\lambda)\| = \|\mathbf{V}_{S,2}(\lambda)\|，$$

若存在，则此问题不可观测；若不存在，则此问题可观测。

由式 $\|\mathbf{X} + \mathbf{Y}\|^2 = \|\mathbf{X}\|^2 + \|\mathbf{Y}\|^2 + 2\mathbf{X}^T\mathbf{Y}$ 可得：

$$\begin{aligned} \Delta v(\lambda) &= 2 \frac{\lambda}{\rho(t_M)} (1 - \frac{\lambda}{\rho(t_M)}) \mathbf{V}_O^T \mathbf{V}_{S,1} - 2 \frac{\lambda}{\rho(t_M)} (1 - \frac{\lambda}{\rho(t_M)}) \mathbf{V}_O^T \mathbf{V}_{S,2} \\ &= 2 \frac{\lambda}{\rho(t_M)} (1 - \frac{\lambda}{\rho(t_M)}) \mathbf{V}_O^T (\mathbf{V}_{S,1} - \mathbf{V}_{S,2}) \end{aligned} \quad (5-2-41)$$

观察上式，可知当 $\mathbf{V}_O^T (\mathbf{V}_{S,1} - \mathbf{V}_{S,2}) \neq 0$ 时，若 $\Delta v(\lambda) = 0$ ，则 $\rho(t_M) = \lambda$ 。因此可得可观测条件如下：

$$\mathbf{V}_O^T (\mathbf{V}_{S,1} - \mathbf{V}_{S,2}) \neq 0 \quad (5-2-42)$$

结论：

(1) 当 $V_O = [0 \ 0]^T$ 时, 即观测平台静止时, 问题不可观测。

(2) 当 $V_{S,1} = V_{S,2}$ 时, 即目标不改变航向航速时, 问题不可观测, 这种情况也不符合问题假设的前提条件。

(3) $V_O \perp (V_{S,1} - V_{S,2})$ 时, 问题也不可观测。

当机动时刻 t_M 未知时, 我们将证明机动时刻 t_M 也是可观测的。假设存在另一个时间 t_N (假设 $t_N < t_M$), 则在 $[t_N, t_K]$ 时间段内, 目标发生机动, 这种情况的可观测性证明同上述机动时刻已知的情况, 最终结论也是一样。

5. 机动目标可观测性条件的另一种解释

由于目标在每一段上的运动状态不同于其他段, 因此, 每一段上的方位信息只能用来保证目标运动状态在该段上的可观测性。如果目标在每一段上的方位信息均不足以保证目标在该段上运动状态的可观测性, 那么, 目标在所有段上的可观测性就不能保证。自然地, 至少要有某一段上的目标运动状态完全可观测, 它的完全可观测性是由观测平台在该段时间内的(折线)机动保证的。而其他段除方位信息外, 还可由完全可观测段得到距离信息。由定理 1, 观测平台折线机动保证目标运动状态可观测的充要条件是方位变化率不为零。同样, 方位信息加上一个距离能够保证目标运动状态可观测的充要条件也是方位变化率不为零, 这就是定理 2 中的条件 (3)。定理 2 中的条件 (2) 是纯方位定位可观测性的一般结论所要求的, 而条件 (1) 若不成立的话, 即目标和观测平台的所有机动时刻都相同, 那么目标在每一段上均不可能完全可观测, 由上述说明可知在所有段上目标运动状态也不可观测。

5.2.3 二要素多方位目标定位跟踪可观测性分析

1. 一距离一航向多方位情形

以 D_0, V_T, C_T 分别表示目标的初始距离、速度、航向。 $B(t)$ 表示在时刻 t 的方位量测量, B_0 为初始方位。由于目标做匀速直线运动, 故其运动轨迹可由下式描述:

$$\begin{cases} x_T(t) = x_O(t_0) + D_0 \sin B_0 + (t - t_0) V_T \sin C_T \\ y_T(t) = x_O(t_0) + D_0 \cos B_0 + (t - t_0) V_T \cos C_T \end{cases} \quad (5-2-43)$$

其中, 下标 “ T ” 表示目标, “ O ” 表示观测平台。 $[x_O(t), y_O(t)]$ 和 $[x_T(t), y_T(t)]$ 分别表示观测平台和目标的航迹坐标。因为 D_0, C_T 已知, 所以状态变量可设为 $X(t) = V_T$, 这时, 状态方程为:

$$\dot{X}(t) = 0 \quad (5-2-44)$$

显然, $\phi(t, t_0) = I$ 。将式 (5-2-43) 代入量测方程:

$$B(t) = \arctan \frac{x_T(t) - x_O(t)}{y_T(t) - y_O(t)} \quad (5-2-45)$$

整理得:

$$\begin{aligned} & [\cos B(t)(t - t_0) \sin C_T - \sin B(t)(t - t_0) \cos C_T] V_T = \\ & \sin B(t) [y_O(t_0) + D_0 \cos B_0 - y_O(t)] - \cos B(t) [x_O(t_0) + D_0 \sin B_0 - x_O(t)] \end{aligned}$$

或者

$$H(t)X(t) = Z(t) \quad (5-2-46)$$

由式 (5-2-44) 和式 (5-2-46) 可知, 当且仅当 $\forall y \neq 0$ 时, 存在 $t \in [t_0, t_f]$, 使得

$$H(t)\phi(t, t_0)y = [\cos B(t)(t - t_0)\sin C_T - \sin B(t)(t - t_0)\cos C_T]y \neq 0 \quad (5-2-47)$$

即

$$\sin[B(t) - C_T] \neq 0 \quad (5-2-48)$$

此时系统完全可观测。由式 (5-2-48) 可得: 当且仅当目标方位不全等于目标航向或其反航向时, 系统 (5-2-44)、(5-2-46) 完全可观测。也就是说, 只要目标不在平台与目标的连线上朝向平台或背离平台运动, 上述系统就能唯一解算出目标速度。

2. 一速度一航向多方位情形

设状态变量 $X(t) = D_0$, 则状态方程如下:

$$\dot{X}(t) = 0$$

由式 (5-2-43) 和式 (5-2-45) 整理得量测方程:

$$\begin{aligned} \sin[B_0 - B(t)]D_0 = & \sin B(t)[y_O(t_0) + (t - t_0)V_T \cos C_T - y_O(t)] \\ & - \cos B(t)[r_{Ox}(t_0) + (t - t_0)V_T \sin C_T - r_{Ox}(t)] \end{aligned} \quad (5-2-49)$$

同上可知, 当且仅当 $\forall y \neq 0$ 时, 存在 $t \in [t_0, t_f]$, 使得

$$\sin[B_0 - B(t)]y \neq 0 \quad (5-2-50)$$

此时系统完全可观测。由式 (5-2-50) 可知: $\sin[B(t) - B_0] \neq 0$ 即可满足可观测条件, 因此当且仅当 $B(t) \neq \text{常数}$ 时, 一速度一航向多方位定位系统完全可观测。也就是说, 只要目标不在平台与目标的连线上朝向平台或背离平台运动, 或者两者不做同速同向运动, 上述系统就能唯一解算出目标速度。

3. 一距离一速度多方位情形

由于在量测方程中, 航向是以非线性形式给出的, 所以很难用线性系统可观测性理论来分析。而可观测性分析本质上是考察目标运动要素解的唯一性, 所以不妨通过一距离一速度二方位的确定性算法来得出一距离一速度多方位可观测的条件。

设在 t_0, t_1 时刻测得方位 B_0, B_1 , 据量测方程可得下式:

$$\begin{aligned} (t_1 - t_0)V_T \sin(C_T - B_1) = \\ D_0 \sin(B_1 - B_0) + [x_O(t_1) - x_O(t_0)]\cos B_1 - [y_O(t_1) - y_O(t_0)]\sin B_1 \end{aligned}$$

把上式中的 B_0, B_1 互换后等式仍然成立 (距离和坐标也要互换)。显见, 只要目标速度不等于零, 上述方程一般情况下具有多个解。换算为航向值在 $0 \sim 360^\circ$ 范围内只有两个解或一个解, 这也就是我们通常所说的双解问题。

当 $C_T \perp B_1$ (距离取为 D_0 时) 或 $C_T \perp B_0$ (距离取为 D_1 时), 上述方程有唯一解 (在 $0 \sim 360^\circ$ 范围内); 其他情况下皆有两解。当一解的推算方位与 B_1 不一致 (距离取为 D_0 时) 或与 B_0 不一致 (距离取为 D_1 时) 时, 该解为假解; 当两解推算方位与量测方位都一致时, 若没有关于航向的先验知识或后续量测方位信息, 那么就不能唯一地确定目标航向。

当具有多个方位时（大于等于三个），一般情况下可以排除假航向。如果后续量测方位与已有方位（除有距离时刻的方位）皆相同，那么根据相似三角形的性质可知，由两解推算的目标位置点必定位于量测方位上。一般情况下，在中小舷角情况下，由两解推算的方位与量测方位一致，两解都可能是真实解；而在大舷角情况下，某些推算方位可能与量测方位相差 180° ，因此可以排除假解。如果后续量测方位与已有方位（除有距离时刻的方位）不是全相同，那么通过比较推算方位和量测方位的一致性就能剔除假解。

因此，一距离一速度多方位情形目标航向可观测的一个充分条件（离散情形）可表述如下：

只要量测方位（除去有距离时刻的方位）不全相等，就能由一距离一速度和多方位确定出目标航向。

5.2.4 一要素多方位目标定位跟踪可观测性分析

1. 一距离多方位

重写 (5-2-1) 式为

$$\begin{cases} x_T(t) = x_O(t_0) + D_0 \sin B_0 + (t - t_0)V_{Tx} \\ y_T(t) = y_O(t_0) + D_0 \cos B_0 + (t - t_0)V_{Ty} \end{cases} \quad (5-2-51)$$

故可设状态变量为： $\mathbf{X}(t) = (V_{Tx}, V_{Ty})^T$ ，则状态方程为： $\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{0}$ ， $\phi(t, t_0) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ ，由量测方程式 (5-2-45) 和式 (5-2-51)，整理得：

$$[\cos B(t)(t - t_0) - \sin B(t - t_0)] \begin{bmatrix} V_{Tx} \\ V_{Ty} \end{bmatrix} = \quad (5-2-52)$$

$$\sin B(t) \cdot [y_O(t_0) + D_0 \cos B_0 - y_O(t)] - \cos B(t) \cdot [x_O(t_0) + D_0 \sin B_0 - x_O(t)]$$

设 $\mathbf{Y} = (y_1 \ y_2)^T$ 为任意非零向量，则系统完全可观测的充要条件为： $[\cos B(t)(t - t_0)y_1 - \sin B(t)(t - t_0)y_2]$ 不恒等于零，也就是：量测方位不全相等。

2. 一航向多方位

设状态变量为： $\mathbf{X} = (D_0, V_T)^T$ ，状态方程为： $\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{0}$ ， $\phi(t, t_0) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ ，把式 (5-2-43)

代入式 (5-2-45)，整理得：

$$\begin{aligned} & \sin B(t)[y_O(t_0) - y_O(t)] - \cos B(t)[x_O(t_0) - x_O(t)] \\ & = \{\sin[B(t) - B_0]\sin[B(t) - C_T](t - t_0)y_2\} \begin{bmatrix} D_0 \\ V_T \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5-2-53)$$

故系统完全可观测的充要条件为： $\forall (y_1, y_2) \neq (0, 0)$ ，存在 $t \in [t_0, t_f]$ ，使得：

$$\sin[B(t) - B_0]y_1 + \sin[B(t) - C_T](t - t_0)y_2 \neq 0 \quad (5-2-54)$$

我们假定式 (5-2-54) 不成立，导出一些条件，然后再排除掉，就得到我们所需的可观测性条件。具体可叙述如下：

$\exists (y_1, y_2) \neq (0, 0), \forall t \in [t_0, t_f]$, 使得

$$\sin[B(t) - B_0]y_1 + \sin[B(t) - C_T](t - t_0)y_2 = 0$$

① $y_1 = 0$: $\sin[B(t) - C_T] = 0, \forall t \in [t_0, t_f]$, 即量测方位皆与目标航向相同或相反;

② $y_2 = 0$: $\sin[B(t) - B_0] = 0, \forall t \in [t_0, t_f]$, 即量测方位皆相同;

③ $y_1 \neq 0 \wedge y_2 \neq 0$:

$$\frac{\sin B(t)}{\cos B(t)} = \frac{y_1 \sin B_0 + (t - t_0)y_2 \sin C_T}{y_1 \cos B_0 + (t - t_0)y_2 \cos C_T} \quad (5-2-55)$$

假定观测平台也匀速直航, 设相对速度为 V_{rx}, V_{ry} , $\exists k \neq 0$, 使得:

$$k[y_1 \sin B_0 + (t - t_0)y_2 \sin C_T] = D_0 \sin B_0 + (t - t_0)V_{rx}$$

$$k[y_1 \cos B_0 + (t - t_0)y_2 \cos C_T] = D_0 \cos B_0 + (t - t_0)V_{ry}$$

由 t 的任意性可知:

$$V_{rx} = ky_2 \sin C_T \quad V_{ry} = ky_2 \cos C_T$$

目标的相对航向等于目标的绝对航向或其反方向, 这就意味着观测平台的航向与目标的航向一致或相反, 或者, 观测平台静止不动。

假定观测平台任意机动航行, 那么由式 (5-2-55) 可知, $\exists \varphi(t) \neq 0, \forall t \in [t_0, t_f]$, 使得:

$$\begin{aligned} x_o(t) &= x_T(t) - \varphi(t)(y_1 \sin B_0 + (t - t_0)y_2 \sin C_T) \\ y_o(t) &= y_T(t) - \varphi(t)(y_1 \cos B_0 + (t - t_0)y_2 \cos C_T) \end{aligned} \quad (5-2-56)$$

由以上讨论可知, 当目标匀速直线航行并且已知其航向时, 要唯一地确定出 D_0, V_T , 其充要条件是排除下列情形:

- (1) 量测方位全相等, 即方位变化率为零;
- (2) 观测平台静止不动;
- (3) 观测平台匀速直航时, 与目标同向或反向;
- (4) 观测平台机动航行时, 其航迹不能有如式 (5-2-56) 的形式, 其中, $y_1 \neq 0 \vee y_2 \neq 0$ 。

3. 一速度多方位

当速度已知时, 得到的量测方程关于 C_T 是非线性的, 所以用线性系统理论判定可观测性时出现了困难。为简单起见, 我们仅仅考察观测平台在实际机动中常用的运动模式, 从中得到一些可行的充分条件, 以便指导我们对一速度多方位定位与跟踪算法的运用。

(1) 观测平台静止不动。

当观测平台静止不动时, 目标的相对航向与绝对航向相等。可通过任意设定一初距并利用距离平差法求出目标的相对航向, 再通过航向和速度求出初距。由一距离多方位和一速度一航向多方位情形的可观测条件可知: 已知一速度多方位, 当观测平台静止不动时, 只要量测方位不全相等, 目标的航向和距离都能唯一地确定。

(2) 观测平台匀速直航。

设观测平台的速度和航向分别为 C_o, V_o , 目标的速度为 V_T , 目标的相对航向为 C_r (可由量测方位求出)。如图 5-3 所示。 \overrightarrow{TP} 表示目标航向 (待定), 大小为 V_T (已知), \overrightarrow{TO} 表

示目标的相对运动航向（已由量测方位序列求出），因此，图中 α 已知，要求 β （即 C_T ）。由正弦定理可得：

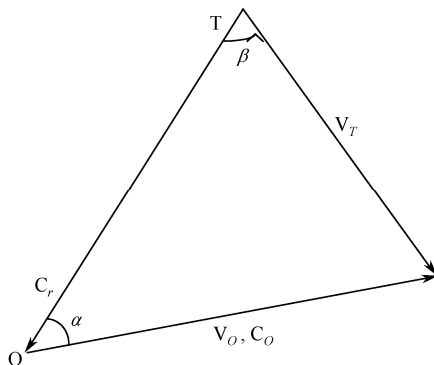


图 5-3 相对运动示意图

$$\sin \beta = \frac{V_o}{V_T} \sin \alpha \quad (5-2-57)$$

因此

$$\beta = \arcsin \left(\frac{V_o}{V_T} \sin \alpha \right)$$

或

$$\beta = \pi - \arcsin \left(\frac{V_o}{V_T} \sin \alpha \right)$$

显而易见，只有当反正弦的主值为 90° 时，即目标航向与相对航向垂直时，方程（5-2-57）才有唯一解，此时必有 $V_o > V_T$ 。

当 $V_o \geq V_T$ 时，除上面的情况外，将出现两个解。这两个解对应的目标航向都有可能是目标的真实航向。 $V_o \geq V_T$ 的情况在实际中极少出现，对此可不必担心。

当 $V_o < V_T$ 时，仍会得到两个解。不过其中一解明显是假解，它将导致一个反向的相对航向，通过比较推算方位与实测方位可以容易地把假解剔除。或者通过引入角度符号规则也能简单地排除假解。

因此结合相对航向有解的条件可得：当观测平台匀速直航时，只要量测的方位不全相等，一般情况下（即 $V_o < V_T$ ）由一速度多方位都能唯一地确定目标的航向和距离。

（3）观测平台折线机动航行。

在实际中，观测平台的机动样式一般是折线机动。文献[10]给出了如下结论：

假定目标做 N 次多项式运动，观测平台折线机动一次，那么，目标运动状态可观测的充分必要条件是量测方位变化率不为零。

对于目标做 N 次运动且纯方位的情况下，当量测方位不全相等时目标运动状态可观测，那么当目标匀速直航且已知其速度大小时更应可观测。因此我们可得到下面的充分条件：当观测平台折线机动航行时，已知目标的速度及多个方位（ ≥ 3 ），只要量测方位不全相等，目标的航向及距离就有唯一解。当然，这种机动条件也是所有已知一要素和二要素情形可观测的一个充分条件。

5.3 纯方位目标运动要素解算

纯方位目标运动要素解算的提法来源于潜艇攻击要求,是指利用潜艇的被动式传感器量测目标信息,主要由目标方位确定目标的运动参数(位置、速度、航向),以达到利用鱼雷或导弹对目标发起攻击的目的。纯方位目标运动要素解算的有效实施主要依赖于本艇机动模式和要素解算方法两个方面。

纯方位目标跟踪问题由于其固有的本质上的非线性使得系统往往表现出其独特的可观测性。潜艇在纯方位解算目标运动要素的过程中,其量测信息具有不精确、不清晰、不完整的特点,并且在实际作战过程中,受到海洋水文气象条件的影响,方位量测质量差,使得纯方位跟踪往往存在跟踪精度低,收敛时间慢的特点。

5.3.1 本艇机动优化控制

纯方位目标定位与跟踪过程中,系统的可观测性始终是一个非常重要的问题。

可观测性分析是纯方位目标运动要素解算的基础,尤其是指导观测平台进行有效机动的理论基础。如果观测平台的运动不足以保证目标运动状态是可观测的,那么无论用何种定位算法都不能唯一地确定目标运动要素。

由前面的目标定位系统可观测性分析可知,对于纯方位系统,即使方位量测是精确的,要想保证纯方位系统的可观测性,观测平台还必须机动。而且已经证明不是任意机动都可以使系统的可观测性得到保证,即观测平台的机动只是纯方位系统可观测的必要条件,而非充分条件。

观测平台如何机动才能使目标运动要素的估计最精确是纯方位目标定位与跟踪的一个热点问题,也是一个比较棘手的问题。继 W.J.Looney 等人提出最早的观测平台机动的思想以后,纯方位系统观测平台的最优机动问题在之后的几十年中得到了很大的发展。人们试图应用多种方法来解决这一问题,例如通过最优控制理论、动态规划、数理统计、微分包含法等方法来解决观测平台的最优机动问题。对观测平台最优机动的“最优”目标函数的选取主要有以下几种:方位变化率最大(或者方位差最大)、费歇尔信息矩阵(FIM)行列式最大(或克拉姆—罗下界(CRLB)最小)、观测平台相对于目标的距离的偏差($\sigma_D(T)$)最小、估计目标速度的均值/方差最小、纯方位系统的可观测程度最大等^[11-14]。尽管所用的方法或指标有所不同,但最终都是为了更好地解决潜艇纯方位跟踪的“快”和“准”的问题。

1. 纯方位系统观测平台的最优机动研究

对于纯方位系统,假设目标以速度 V_m 、航向 C_m 作匀速直线运动;观测平台以恒定速率 V_w 运动;目标与观测平台在同一水平面上运动。

在 i 时刻,目标和潜艇分别位于 $M_i(x_{m_i}, y_{m_i})$ 、 $W_i(x_{w_i}, y_{w_i})$ 点,距离为 D_i ,方位为 B_i 。

本艇的动力学方程为

$$\begin{aligned}\frac{dx_w(t)}{dt} &= V_w \sin u(t) & x_w(0) &= x_0 \\ \frac{dy_w(t)}{dt} &= V_w \cos u(t) & y_w(0) &= y_0\end{aligned}\quad (5-3-1)$$

其中 $x_w(t)$ 、 $y_w(t)$ 分别为本艇在 x 、 y 方向的横、纵坐标， $u(t)$ 为 t 时刻观测平台瞬时的运动航向。

量测方程是

$$B_k = \arctan\left(\frac{x_m(t) - x_w(t)}{y_m(t) - y_w(t)}\right) + v_k \quad (5-3-2)$$

其中 $\{v_k\}_{k=1}^N$ 是高斯白噪声序列，偏差为 σ_B 。

现在的问题就是确定最佳的观测平台的轨迹，即从数据集 $\{B_k\}$ 中提取最大的量测信息。

由 CRLB 定理，对一个非随机的状态 \mathbf{Y} ，以及一个无偏估计 $\mathbf{Y}(\mathbf{B})$ ， \mathbf{B} 代表测量集，估计误差的协方差矩阵由下列公式的下限确定

$$\mathbf{P} = E\{[\mathbf{Y}(\mathbf{B}) - \mathbf{Y}][\mathbf{Y}(\mathbf{B}) - \mathbf{Y}]^T\} \geq \mathbf{M}^{-1} \quad (5-3-3)$$

其中， \mathbf{M} 是费歇尔信息矩阵（FIM），由下式确定

$$\mathbf{M} = -E\left\{\frac{\partial^2}{\partial \mathbf{Y}^2} \log \mathbf{P}_{B|Y}(\mathbf{B}|\mathbf{Y})\right\} \quad (5-3-4)$$

(1) FIM 行列式最大。

由于估计误差协方差矩阵 \mathbf{P} 是半正定的，它的伴随二次形式定义为一个超椭球体，它描述了误差的分布。椭圆体的半轴长是由 \mathbf{P} 的特征值决定的，方向是由特征向量的方向决定的。它的容积是与 \mathbf{P} 的行列式相关的，行列式越大，则容积越大。我们希望的是容积越小越好，即 \mathbf{P} 的行列式越小越好。

当假设估计是有效无偏估计时，估计协方差矩阵等于 FIM 矩阵的逆，可最大化 FIM 矩阵的行列式。在极大似然估计中计算 t 时刻的目标状态时，当 $\det(F(t))$ 绝对值非常小时，将很难收敛或者收敛很慢。因此，为了保证迭代的快速顺利进行，我们也将最大化 $\det(F(t))$ 。因此等价地最小化

$$Q = -\ln |F(T)| \quad (5-3-5)$$

其中， $|F(T)|$ 表示 $F(T)$ 的行列式。

此最优准则具有以下两个优点：第一，假定估计值 $\hat{\mathbf{X}}_m(T)$ 用来描述 $T' > T$ 时刻的目标状态向量 $\mathbf{X}_m(T')$ ，那么容易证明：在 T' 时刻的估计误差协方差矩阵所定义的四维不定体的容积等于相应的在 T 时刻的容积；第二，FIM 行列式最大指标对于衡量目标状态的四个分量来说，形式简单、直观，物理意义明显。

容易注意到，要使目标状态的误差最小，实际上就是要求 FIM 矩阵的逆矩阵对角线元素最小。由于行列式是特征值的乘积，而特征值的和等于对角线元素的和，本精度指标实际上也就是使对角线的部分或全部元素的值有所减小。

从利用 FIM 行列式最大的精度指标所得到的综合轨迹来看，可得本载体做三段式“Z”字型跟踪，三段长度大致相等，如图 5-4 所示。

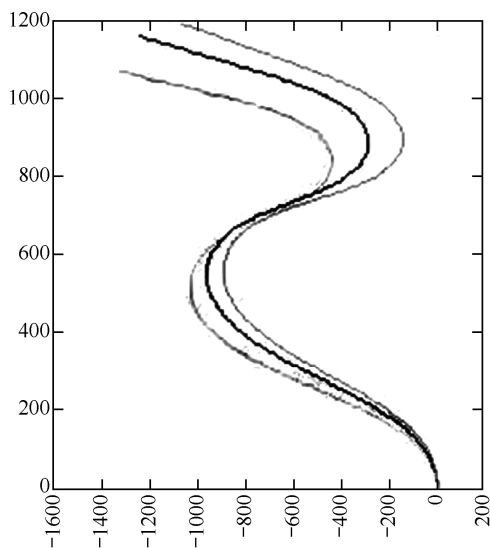


图 5-4 基于 FIM 行列式最大的本载体的轨迹

注：黄色代表目标为小舷角或低速的情况，紫色代表目标中舷角或中速的情况，蓝色代表目标为大舷角或高速的情况。

(2) 距离精度准则。

最小化本载体相对于目标的距离 $D(T)$ 的偏差 $\sigma_D(T)$ ，即最小化

$$Q[F(t), T] = \sigma_D^2(T) = \mathbf{h}^T(T) \mathbf{F}^{-1}(T) \mathbf{h}(T) \quad (5-3-6)$$

其中

$$\mathbf{h}(T) = \frac{\partial D(T)}{\partial \mathbf{X}_D(T)} = [\sin B(T) \quad \cos B(T) \quad 0 \quad 0]^T \quad (5-3-7)$$

在实战中，有时要求目标的距离相对误差很小，而对目标的速度矢量的精度也可相对放宽一些，此时，这个准则就显得非常重要了。

在仅仅考虑对距离的求解效果而不太关心对速度的求解效果的情况下，可以使用距离精度准则。从仿真结果来看，它的距离求解效果确实不错，但是关于速度的两个指标：速率和航向的解算效果就不能完全令人满意了。

图 5-5 为利用距离精度准则的本载体的轨迹图。从利用距离精度准则得到的综合轨迹来看，本载体做两段式“>”字型跟踪或“S”字型三段式跟踪。一般在目标高速、大舷角的情况下，目标作“S”字型三段跟踪。其他情况作两段式跟踪。对“>”字型跟踪，两段大致相等；对“S”字型的三段式跟踪，第三段要明显小于前两段，且第三段几乎是一个 180° 的转向，这在实际中是不可行的。我们在实际中也得到了一种“Z”字型跟踪，但是，第一段非常短，第二段非常长，因此可以认为这是“>”字型的一种变形，也认为它是“>”字型。我们将对目标高速、大舷角的情况应用这种轨迹。

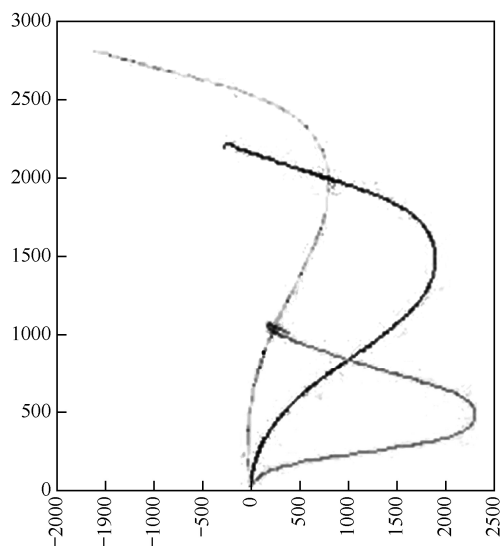


图 5-5 基于距离精度准则的本载体的轨迹

(3) 速度精度准则。

在实际跟踪中，有时我们要求得到目标速度相对精确的值。记 $G = \text{inv}(F(T)) = (g_{ij})_{4 \times 4}$ ，其中 $g(3,3)$ 、 $g(4,4)$ 是关于 X 、 Y 方向的速度的限制，最简单的是我们最小化

$$Q = g(3,3) + g(4,4) \quad (5-3-8)$$

有时，我们也许更看重目标在某一坐标方向的值，此时，我们可以在式 (5-3-8) 中给 $g(3,3)$ 或 $g(4,4)$ 乘以相应的权重。

图 5-6 为利用速度精度准则的本载体的轨迹图。从利用速度准则得到的综合轨迹来看，本载体做三段式类“Z”字型跟踪，三段长度差别很大，一般情况下，第一段长度很长，第二段长度较小，只有在大舷角、高速的情况下，三段大致相等。

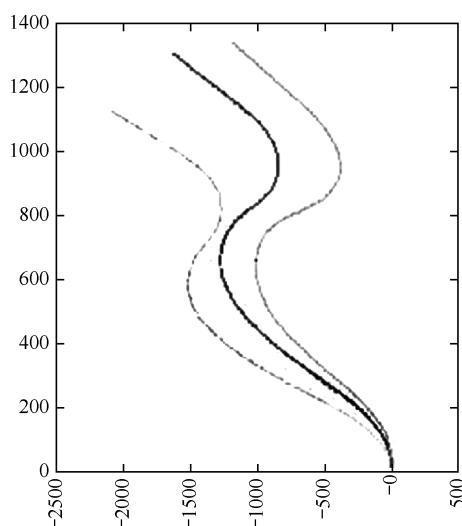


图 5-6 基于速度精度准则的本载体的轨迹

2. 潜艇纯方位量测条件下观测平台的机动策略

潜艇在作战过程中,除了做必要的战术机动以外,一般情况下保持匀速直线运动。因此在实际中,如果不考虑潜艇转弯过程,潜艇的运动应符合折线运动的条件。对于做折线机动的观测平台,有如下结论:

如果目标做匀速直线运动,观测平台做折线机动,若量测方位不全相等(或相差 180°),则纯方位系统可观测。

潜艇在实际海上操艇过程中,其优化机动策略是一个十分复杂的问题。潜艇推荐机动受目标的性质、武器和传感器性能、本艇机动性能等诸多因素的限制。潜艇自噪声的增加,将会引起信噪比的降低,进而影响声呐对目标的检测和跟踪。因此潜艇在目标运动要素的解算过程为保持本艇的隐蔽性要对本艇的工况进行限制,以免因本艇速度过高、自噪声增大而增加暴露的可能。

由前面的讨论知道,纯方位隐蔽攻击目标运动要素解算要求本艇必须机动。理论上本艇的机动可以只进行速度机动或只进行航向机动或速度、航向同时机动。从直观上看本艇运动的速度越大越好,这样可增大量测的信息量,而潜艇运动最大速度的确定主要以传感器稳定跟踪目标并且不易为目标所发现为原则。通常所讨论的本艇机动方案的确定主要以本艇航向的机动为主,速度可始终保持不变,也可进行低速、高速的交替变化。

实际上,隐蔽攻击过程中的跟踪定位与攻击占位是两个互相关联不可分割的阶段,因此本艇的机动必须兼顾这两方面的要求。一般来讲潜艇的纯方位本艇机动的工程化方案包括如下三个阶段:

首先发现目标时,为了判明目标的动向,观测者应指向目标,沿初始方位航向进行运动,此时观测平台的速度易取低速。在方位航向上的航行时间主要取决于观测平台探测设备的测向误差。一般而言,当方位的变化超过 $3\sigma_B$ 时,可结束方位航向上的航行(仅针对艇艏不是盲区的探测器材而言)。

其次为了尽可能快、尽可能多地获得目标的信息,进行增大方位变化率的反向机动,此时观测平台的速度易取高速。

最后为了便于占位以及缩短本艇与目标的距离,进行接近目标的顺向机动。

一般本艇推荐机动方案是在理论分析的基础上,通过对最优机动轨线大量的模拟计算而最终统计拟合出来的一种适合于各种探测设备、便于海上实艇操作的次优的机动方案。结合潜艇所载传感器探测的约束条件,研究适合潜艇隐蔽快速求解目标运动要素的工程化的机动模型是非常有意义的。

5.3.2 纯方位目标运动要素解算方法

纯方位目标运动要素解算是一类特殊的非线性估计问题,该问题又被称作目标运动分析(TMA)。从概念上来讲,水下目标运动分析的内容包括如何从探测器所探测到的目标有关信息来估计水下目标运动要素(如目标与探测器间的初始距离、初始方位、目标航速及目标航向等)。而纯方位目标运动分析则是讨论仅利用探测器所观测到的水下目标方位信息来估计目标的运动要素。一般而言,在潜艇指控系统中,往往配置多种目标运动要素解算算法,但为了保持隐蔽性,通常以综合声纳被动听测为主,相应的采取纯方位目标运动要素解算算法。

长期以来,国内外对纯方位目标运动要素解算这种隐蔽定位算法进行了深入的研究。通过所掌握的文献资料的分析来看,使用的数学方法大致可分为两类:一是几何定位方法(例如:四方位法);二是滤波方法(最小二乘滤波和卡尔曼滤波)。其中研究最早的是几何定位法,但由于纯方位目标运动要素解算问题是非线性的,不利于几何定位方法的使用,此后,随着现代信号处理技术的发展,提出了一系列的滤波算法。又由于单基阵测量的机动性要求,促使了对单平台多基阵测量的研究。

纯方位目标运动要素解算方法的研究从最小二乘法入手,并将各种滤波方法推广到纯方位方法的研究中,取得了一批可喜的成果。近年来随着无源探测技术的发展,纯方位跟踪问题更是成了令人瞩目的焦点,其算法与所选的坐标系有关,国内外广泛采用的坐标系有直角坐标系、极坐标系、修正极坐标系、球坐标系和混合坐标系。下面的纯方位目标运动要素解算方法主要以直角坐标系为例。

1. 确定性方法

所谓确定性方法是指不考虑量测误差和本艇定位误差,对匀速直航目标用纯几何的原理来获得目标运动要素的方法。纯方位确定性方法最为经典的便是四方位方法,它是在只有目标方位信息的情况下使用的一种方法,是目标运动要素的理论基础。

四方位法是早期潜艇鱼雷攻击的一种算题。当潜艇的探测跟踪设备不能稳定跟踪目标时,利用潜望镜或其他设备可得到间断的四个目标方位,根据这四个方位及其对应的测量时间以及导航设备所提供的潜艇运动的航向和速度,可以解算出目标的运动参数。

在量测数据采样时间间隔长、统计规律不易掌握、同时对求解精度要求不高时,四方位法是一种相对简单而又便于人工操作的算法。这是隐蔽攻击问题最早使用的方法,而且目前仍在使用。

这类方法具有算法简单、人工操作方便直观的特点,因此可以辅助艇长进行指挥决策。但确定性算法也存在明显的不足:在存在量测噪声的情况下,解算的精度和稳定性都是无法预测的。

早期四方位法是通过绘图手段进行目标运动要素解算的。四方位绘图法的原理是通过利用三方位一距离法计算目标概略航向、航速,再依据实测方位与推算方位确定目标的真实距离,最终确定目标的真实速度和航向。下面说明四方位绘图法的步骤,见图5-7。

(1) 首先假定一目标初距,利用前三个方位可计算得到目标的概略航向 M_1M_3'' ;

(2) 在 t_3 时刻我艇开始机动,待我艇机动完毕后,我艇于 t_4 时刻在位置 W_4 测得目标方位 B_4 ;

(3) 按照目标的概略航向和航行时间可以得出目标的概略敌速,再按概略敌速画出在 $(t_4 - t_3)$ 时间内航行的距离 $M_3''M_4'$;

(4) 假定我艇没有机动,按照原向原速在 t_4 时刻时我艇的位置点为 W_4' ;

(5) 连接 W_4' 和 M_4' 与 B_4 交于 M_4'' 点,则 M_4'' 点就是 t_4 时刻目标的位置点, W_4M_4'' 的长度就是 t_4 时刻的目标距离 D_4 ;

(6) 以 B_4 为第一条方位线, B_3 为第二条方位线, B_1 为第三条方位线,按三方位一距离的方法就可得到 M_1' 点;

(7) 连接 M_1' 和 M_4'' 即为目标的航向。

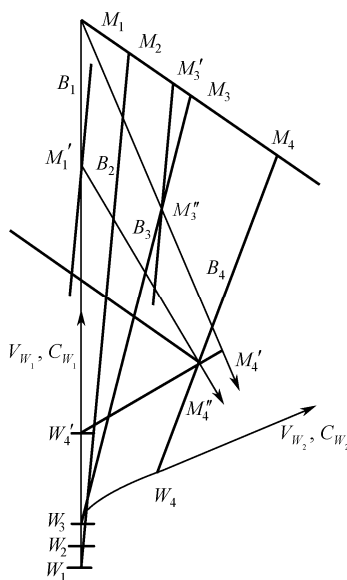


图 5-7 四方位绘图法

从上述四方位绘图法原理可以看出，如果四个量测方位不变，就无法求得目标的概略速度和航向。如果在录取四个方位的过程中，我艇始终匀速直航，目标推算方位线与实测方位线必定重合，也就无法得出目标真实的位置点。四方位法与纯方位法同样满足观测平台的机动是算法解存在唯一的必要条件，而非充分条件。

四方位法实际上是纯方位法的一个特例，二者的解算数学模型相同。在进行四方位算法的解算过程中，四方位法对于本艇的机动有其特定要求。在观测平台的机动中要注意方位的录取时机，即相邻的两个方位之间除了有一定的方位变化量以外，还要保证有一定的时间间隔，另外还要各个方位分散在观测平台不同的运动航向上。

2. 批处理方法

(1) 纯方位最小二乘估计。

20 世纪 60 年代中后期，线性最小二乘方法被应用于潜艇纯方位目标运动要素解算中，这是纯方位解算最早应用的滤波方法。由于最小二乘估计具有无偏且方差最小的统计特性，其数学模型和计算方法也比较简单，而且最小二乘估计并不涉及观测数据的分布特性，因此该方法在潜艇隐蔽攻击中得到了广泛的应用。

令状态

$$\mathbf{X} = (x_{m0}, y_{m0}, V_{mx}, V_{my})^T \quad (5-3-9)$$

其中 x_{m0}, y_{m0} 分别表示目标在 x, y 轴的初始位置分量， V_{mx}, V_{my} 分别表示目标在 x, y 轴的速度分量，相对态势如图 5-8 所示。

基本量测方程如下：

$$B_j = \tan^{-1} \frac{x_{m0} + (t_j - t_0)V_{mx} - (x_{wj} - x_{w0})}{y_{m0} + (t_j - t_0)V_{my} - (y_{wj} - y_{w0})} \quad (5-3-10)$$

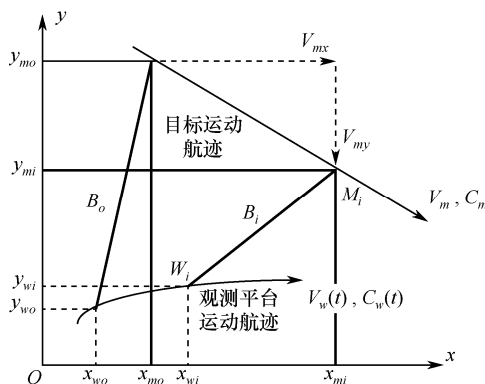


图 5-8 观测平台与目标的几何位置关系

写成线性形式:

$$x_{m0} \cos B_j - y_{m0} \sin B_j + (t_j - t_0) \cos B_j V_{mx} - (t_j - t_0) \sin B_j V_{my} = (x_{wj} - x_{w0}) \cos B_j - (y_{wj} - y_{w0}) \sin B_j \quad (5-3-11)$$

由于量测带有误差, 因此上式不可能完全相等, 必然存在一定的偏差, 因此有:

$$e_j = A_j X - B_j \quad (5-3-12)$$

其中 $A_j = (\cos B_j, -\sin B_j, (t_j - t_0) \cos B_j, -(t_j - t_0) \sin B_j)$, $B_j = (x_{wj} - x_{w0}) \cos B_j - (y_{wj} - y_{w0}) \sin B_j$

同样写成向量形式, 并根据最小二乘原理求解状态向量 X , 最终有:

$$X = (A^T A)^{-1} A^T B \quad (5-3-13)$$

则最终可确定目标的运动参数:

$$\begin{cases} D_0 = \sqrt{(x_{m0} - x_{w0})^2 + (y_{m0} - y_{w0})^2} \\ V_m = \sqrt{V_{mx}^2 + V_{my}^2} \\ C_m = \tan^{-1}(V_{mx} / V_{my}) \\ D_j = \sqrt{[D_0 \sin B_0 + (t_j - t_0) V_{mx} - (x_{wj} - x_{w0})]^2 + [D_0 \cos B_0 + (t_j - t_0) V_{my} - (y_{wj} - y_{w0})]^2} \\ Q_{mj} = B_j - C_m \pm 180^\circ \end{cases} \quad (5-3-14)$$

(2) 最大似然估计 (Maximum Likelihood Estimation, MLE)。

这是一种用出现概率最大的位置值来估计目标位置的方法。给出方位序列 $B = [B_1, B_2, \dots, B_n]^T$, 在正态量测噪声的条件下, 则似然函数为

$$L(B | X) = [(2\pi)^n \det W]^{-1/2} \times \exp \left\{ -\frac{1}{2} [B - B(X)]^T W^{-1} [B - B(X)] \right\} \quad (5-3-15)$$

其中 $W = \text{diag}[\sigma_i^2]$, 且 $B(X)$ 是真实的方位矢量。

最大化似然函数就是使下式最小

$$J = [B - B(X)]^T W^{-1} [B - B(X)] \quad (5-3-16)$$

即有:

$$\left[\frac{\partial B(X)}{\partial X} \right]^T W^{-1} [B - B(X)] = 0 \quad (5-3-17)$$

因此

$$\left. \frac{\partial \mathbf{B}(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\hat{\mathbf{X}}} = \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{A}_B(\hat{\mathbf{B}}, t_j) \quad (5-3-18)$$

其中

$$\mathbf{A}_B(\hat{\mathbf{B}}, t_j) = \begin{bmatrix} \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \cos \hat{B}_i, & -\sin \hat{B}_i, & (t_i - t_m) \cos \hat{B}_i & -(t_i - t_m) \sin \hat{B}_i \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \quad (5-3-19)$$

它可写为如下形式:

$$\mathbf{A}_B(\hat{\mathbf{B}}, t_j) = [\cdots, \boldsymbol{\Phi}^T(t_i, t_j) \mathbf{h}(\hat{B}_i), \cdots]^T \quad (5-3-20)$$

因此, 下列方程的解就是 $\hat{\mathbf{X}}$ 的最大似然估计:

$$\mathbf{A}_B^T(\hat{\mathbf{B}}, t_j) \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{W}^{-1} [\mathbf{B} - \hat{\mathbf{B}}] = 0 \quad (5-3-21)$$

可用多种迭代方法求此非线性方程组的解。这里我们可以通过高斯—牛顿迭代步骤得到

$$\mathbf{x}_m^{l+1} = \mathbf{x}_m^l - s_l [\hat{\mathbf{A}}_B^T \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{W}^{-1} \hat{\mathbf{R}}^{-1} \hat{\mathbf{A}}_g]^{-1} \hat{\mathbf{A}}_B^T \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{W}^{-1} [\mathbf{B} - \hat{\mathbf{B}}] \quad (5-3-22)$$

其中 $\hat{\mathbf{A}}_B, \hat{\mathbf{R}}, \hat{\boldsymbol{\theta}}$ 是由 \mathbf{x}_m^l 得到的, s_l 是步长, 通过选择使迭代收敛。

(3) 修正的辅助变量估计 (Modified Instrumental Variable, MIV)。

MIV 与 MLE 的区别主要在于解梯度方程的方法。

$$\mathbf{z}_k - \mathbf{h}^T(B_k) \mathbf{X}_w(t_k) = D_i \sin(B_i - \hat{B}_i) \quad (5-3-23)$$

对非常小的角 α , 我们有近似公式:

$$\alpha \approx \sin \alpha \quad (5-3-24)$$

因而当 $(\hat{B}_i - B)$ 很小时,

$$\hat{B}_i - B \approx [z_i - \mathbf{p}^T(B_i) \hat{\mathbf{x}}_m(t_i)] / \hat{r}_i \quad (5-3-25)$$

有

$$\mathbf{A}_B^T(\hat{\mathbf{B}}, t_r) \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{W}^{-1} \hat{\mathbf{R}}^{-1} [\mathbf{Z} - \mathbf{A}_B(\mathbf{B}, t_r) \hat{\mathbf{x}}_m(t_i)] = 0 \quad (5-3-26)$$

可以通过以下的迭代方法得到

$$\hat{\mathbf{x}}_m^{l+1} = [\mathbf{A}_B^T(\hat{\mathbf{B}}, t_r) \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{W}^{-1} \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{A}_B(\mathbf{B}, t_r)]^{-1} \cdot \mathbf{A}_B^T(\hat{\mathbf{B}}, t_r) \hat{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{W}^{-1} \mathbf{Z} \quad (5-3-27)$$

其中, $\hat{\mathbf{B}}, \hat{\mathbf{R}}$ 通过在 $\hat{\mathbf{x}}_m^l$ 计算得到, 这两个参数可以修正正规方程, 从而将误差减除, 因而我们将这种方法称之为修正参数法。

3. 递推类方法

卡尔曼滤波是一类线性最小方差估计的递推算法。卡尔曼滤波的一个重要优点是其递推公式一方面可得到滤波估计值, 同时又可得到误差的方差阵, 也就是说在滤波估计的同时可进行误差分析。

(1) 纯方位推广卡尔曼滤波。

纯方位目标要素解算问题的数学模型描述如下:

动态方程:

$$\mathbf{X}(k) = \boldsymbol{\phi}(k, k-1) \mathbf{X}(k-1) - \mathbf{W}(k) \quad (5-3-28)$$

量测方程:

$$\mathbf{B}(k) = \mathbf{h}[\mathbf{X}(k)] + \boldsymbol{\eta}(k) \quad (5-3-29)$$

其中 $\mathbf{X}(k)$ 为 k 时刻目标的相对运动状态, $\boldsymbol{\phi}(k, k-1)$ 为状态转移矩阵, $\mathbf{W}(k) = \mathbf{X}_w(k) - \boldsymbol{\phi}(k, k-1)\mathbf{X}_w(k-1)$, $\mathbf{X}_w(k)$ 为 k 时刻本艇的运动状态, $\mathbf{B}(k)$ 为 k 时刻的量测方位, $\mathbf{h}[\mathbf{X}(k)]$ 为目标方位关系式, $\boldsymbol{\eta}(k)$ 为零均值量测噪声, 方差为 $\sigma^2(k)$, $k=1, 2, 3, \dots$

对于非线性滤波问题, 利用经典线性化方法便构成经典的推广卡尔曼滤波算法(EKF)。利用 $\mathbf{h}(\mathbf{X})$ 函数在某一个预先给定的展开点 $\bar{\mathbf{X}}$ 处的一阶 Taylor 级数做近似, 即

$$\mathbf{h}(\mathbf{X}) \approx \mathbf{h}(\bar{\mathbf{X}}) + \nabla \mathbf{h}(\bar{\mathbf{X}}) \cdot (\mathbf{X} - \bar{\mathbf{X}}) \quad (5-3-30)$$

其中 $\nabla \mathbf{h}(\bar{\mathbf{X}}) = \left(\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{X}} \right)_{\mathbf{X}=\bar{\mathbf{X}}}$, 则递推公式为

$$\mathbf{X}(k|k-1) = \boldsymbol{\phi}(k, k-1)\mathbf{X}(k-1|k-1) - \mathbf{W}(k)$$

$$\mathbf{P}(k|k-1) = \boldsymbol{\phi}(k, k-1)\mathbf{P}(k-1|k-1)\mathbf{A}^T(k, k-1)$$

$$\mathbf{H}(k) = \partial \mathbf{h} / \partial \mathbf{X} \Big|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}(k|k-1)}$$

$$\mathbf{G}(k) = \mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}^T(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}^T(k) + \sigma^2(k)]^{-1}$$

$$\mathbf{X}(k|k) = \mathbf{X}(k|k-1) + \mathbf{G}(k) - \{\mathbf{B}(k) - \mathbf{h}[\mathbf{X}(k|k-1)]\}$$

$$\mathbf{P}(k|k) = [\mathbf{I} - \mathbf{G}(k)\mathbf{H}(k)]\mathbf{P}(k|k-1), \quad k=1, 2, 3, \dots$$

对于此非线性函数, 这种线性化误差一般在展开点 $\bar{\mathbf{X}}$ 的某个邻域内是可以忽略的。

(2) 纯方位伪线性滤波。

目标的离散状态方程为

$$\mathbf{X}_m(k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & T & 0 \\ 0 & 1 & 0 & T \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{X}_m(k-1) = \boldsymbol{\phi}(k, k-1)\mathbf{X}_m(k-1) \quad (5-3-31)$$

其中 $\mathbf{X}_m(k)$ 为 k 时刻目标的绝对运动状态, $\boldsymbol{\phi}(k, k-1)$ 为状态转移矩阵, T 为采样间隔。

本艇运动方程:

$$\begin{bmatrix} x_w(k) \\ y_w(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_w(k-1) \\ y_w(k-1) \end{bmatrix} + T \begin{bmatrix} V_{wx}(k-1) \\ V_{wy}(k-1) \end{bmatrix} \quad (5-3-32)$$

可表示为

$$\mathbf{X}_w(k) = \boldsymbol{\phi}(k, k-1)\mathbf{X}_w(k-1) + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V_{wx}(k-1) \\ \Delta V_{wy}(k-1) \end{bmatrix}$$

其中 $\Delta V_w(k-1) = V_w(k) - V_w(k-1)$, $\mathbf{X}_w(k)$ 为 k 时刻本艇的运动状态, $V_w(k)$ 为 k 时刻本艇的速度。

目标方位关系:

$$\tan B_r(k) = \frac{x_m(k) - x_w(k)}{y_m(k) - y_w(k)}$$

其中 $B_r(k)$ 为 k 时刻目标的真实方位, 可等价表示为

$$[x_m(k) - x_w(k)] \cdot \cos B_r(k) - [y_m(k) - y_w(k)] \cdot \sin B_r(k) = 0 \quad (5-3-33)$$

而本艇所得到的量测方位为

$$B(k) = B_r(k) + \eta(k)$$

假定 $\eta(k)$ 是零均值随机序列，方差为 $\sigma^2(k)$ 。在方位关系式中，用量测方位代替真实方位：

$$[x_m(k) - x_w(k)] \cdot \cos B(k) - [y_m(k) - y_w(k)] \cdot \sin B(k) = r_s(k) \sin \eta(k) \quad (5-3-34)$$

其中

$$r_s = [x_m(k) - x_w(k)] \cdot \sin B(k) - [y_m(k) - y_w(k)] \cdot \cos B(k)$$

整理可得到：

$$x_w(k) \cdot \cos B(k) - y_w(k) \cdot \sin B(k) = x_m(k) \cdot \cos B(k) - y_m(k) \cdot \sin B(k) + r_s(k) \sin \eta(k) \quad (5-3-35)$$

设

$$\mathbf{H}(k) = \mathbf{H}[B(k)] = [\cos B(k), -\sin B(k), 0, 0] \quad (5-3-36)$$

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{H}(k) \mathbf{x}_w(k) \quad (5-3-37)$$

则量测方程为

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{H}(k) \mathbf{X}_T(k) + \mathbf{v}(k) \quad (5-3-38)$$

其中 $\mathbf{v}(k) = r_s(k) \sin \eta(k) \approx r_s(k) \eta(k)$ ，方差为 $\sigma_v^2(k)$ 。则递推公式为

$$\mathbf{X}_m(k|k-1) = \mathbf{A}(k, k-1) \mathbf{X}_m(k-1|k-1)$$

$$\mathbf{P}(k|k-1) = \mathbf{A}(k, k-1) \mathbf{P}(k-1|k-1) \mathbf{A}^T(k, k-1)$$

$$\mathbf{H}(k) = [\cos B(k), -\sin B(k), 0, 0]$$

$$\mathbf{G}(k) = \mathbf{P}(k|k-1) \mathbf{H}^T(k) [\mathbf{H}(k) \mathbf{P}(k|k-1) \mathbf{H}^T(k) + \sigma_v^2(k)]^{-1}$$

$$\mathbf{X}_m(k|k) = \mathbf{X}_m(k|k-1) + \mathbf{G}(k) [\mathbf{z}(k) - \mathbf{H}(k) \mathbf{X}_m(k|k-1)]$$

$$\mathbf{P}(k|k) = [\mathbf{I} - \mathbf{G}(k) \mathbf{H}(k)] \mathbf{P}(k|k-1), \quad k=1, 2, 3, \dots$$

若采用相对坐标，状态预测和估计为

$$\mathbf{X}(k|k-1) = \mathbf{A}(k, k-1) \mathbf{X}(k-1|k-1) - \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{I} \end{bmatrix} \Delta v_o(k)$$

$$\mathbf{X}(k|k) = \mathbf{X}(k|k-1) - \mathbf{G}(k) \mathbf{H}(k) \mathbf{X}(k|k-1)$$

5.4 已知部分要素的目标运动要素解算

在潜艇攻击过程中，系统除了得到声呐被动跟踪测量的目标方位以及由导航系统提供的潜艇自身的速度、航向等参数以外，另外还可通过某时刻测量（或估计）得到目标的距离、通过声呐接收的目标噪声信号人工听测或其他途径得到目标的速度以及通过某些途径获得目标的舷角（或者航向）。利用这些辅助信息进行潜艇目标运动要素解算对于提高潜艇自身的战斗力具有很大的意义。

5.4.1 已知一要素条件下的目标运动要素解算

当系统通过某种途径可得到目标距离、速度或者舷角（或航向）估计要素中的一个要素时，此时的纯方位问题就转化为具有一个估计要素的方位量测条件下的目标运动要素解

算问题。

同纯方位算法类似，这类算法也是在潜艇被动测向声呐稳定跟踪目标的前提下，以连续的目标方位序列为基础，利用目标距离、速度和航向（或舷角）三个要素中其中一个已知参数的估计，建立滤波模型解算目标运动要素的算法。

1. 一距离多方位目标运动要素解算

已知一估计距离的连续方位量测条件下的目标运动要素解算方法可参照上述纯方位系统的各种滤波算法进行目标运动要素解算，不同之处在于其输入信息增加了目标在 i 时刻的估计距离 $\hat{D}_i (i=0,1,\dots,n)$ ，待求参数有所变化。

已知 $t(m)$ 时刻的目标估距 eD_m ，量测时刻 $t(n)$ ，量测方位 $B(m)$ ，观测平台在量测时刻的位置坐标 $[x_o(n), y_o(n)]$ ，需要求得目标航速 V_t ，目标航向 C_t 。

(1) 距离平差法。

一般的线性最小二乘法，省略。

(2) 最大似然估计。

同前所述，由最大似然原理可得下面的非线性最小二乘问题。

$$\min_{V_t, C_t} J_n(V_t, C_t) \quad (5-4-1)$$

其中

$$J_n(V_t, C_t) = \sum_{k=0}^{n-1} \left[B(k) - \arctan \frac{x_o(m) + eD_m \sin B(m) + V_t \sin C_t - x_o(k)}{y_o(m) + eD_m \cos B(m) + V_t \sin C_t - y_o(k)} \right] \quad (5-4-2)$$

2. 一速度多方位目标运动要素解算

已知一估计速度的连续方位量测条件下的目标运动要素解算方法可参照上述纯方位系统的各种滤波算法进行目标运动要素解算，不同之处在于其输入信息增加了目标速度估计，待求参数有所变化。

在已知在一估计速度的连续方位量测系统的目标运动要素的解算中，有些情况下可能出现目标航向（或者舷角）多解的情况，这时需要进行多解判根，主要可采取以下两种方法：

- 如果目标舷角有正有负，则可根据目标的舷别来判根；
- 如果在目标运动要素解算期间本艇进行了机动，则可以根据估计方位与量测方位的偏差平方和最小来判根。

已知目标估速 eV ，量测时刻 $t(n)$ ，量测方位 $B(n)$ ，观测平台位置坐标（在相应时刻） $[x_o(n), y_o(n)]$ ，需要求得目标在时刻 $t(m)$ 的距离 D_m ，目标航向 C_t 。

由基本的量测方程

$$B(k) - \arctan \frac{x_o(m) + D_m \sin B(m) + eV \sin C_t [t(k) - t(m)] - x_o(k)}{y_o(m) + D_m \cos B(m) + eV \cos C_t [t(k) - t(m)] - y_o(k)}$$

可得：

$$a_k D_m + b_{k1} \sin C_t + b_{k2} \cos C_t + C_k = 0 \quad k = 0, 1, \dots, n-1 \quad (5-4-3)$$

其中

$$\begin{aligned} a_k &= \sin[B(k) - B(m)] \\ b_{k1} &= eV \cdot [t(k) - t(m)] \cos B(k) \\ b_{k2} &= eV [t(k) - t(m)] \sin B(k) \\ C_k &= [x_o(k) - x_o(m)] \cos B(k) - [y_o(k) - y_o(m)] \sin B(k) \end{aligned}$$

构造性能函数

$$J(D_m, C_t) = \sum_0^{n-1} (a_k D_m + b_{k1} \sin C_t + b_{k2} \cos C_t + C_k)^2$$

令

$$\frac{\partial J(D_m, C_t)}{\partial D_m} = 0$$

可得

$$D_m = - \left(\sum_0^{n-1} a_k b_{k1} \sin C_t + \sum_0^{n-1} a_k b_{k2} \cos C_t + \sum_0^{n-1} a_k C_k \right) / \sum_0^{n-1} a_k^2 \quad (5-4-4)$$

再令

$$\frac{\partial J(D_m, C_t)}{\partial C_t} = 0$$

得

$$\begin{aligned} & \sum_0^{n-1} a_k b_{k1} D_m \cdot \cos C_t + \sum_0^{n-1} b_{k1}^2 \sin C_t \cos C_t + \sum_0^{n-1} b_{k1} b_{k2} \cos^2 C_t + \sum_0^{n-1} b_{k1} C_k \cos C_t \\ & - \sum_0^{n-1} a_k b_{k2} D_m \sin C_t - \sum_0^{n-1} b_{k1} b_{k2} \sin^2 C_t - \sum_0^{n-1} b_{k2}^2 \sin C_t \cos C_t - \sum_0^{n-1} b_{k2} C_k \sin C_t = 0 \end{aligned} \quad (5-4-5)$$

将式(5-4-4)代入式(5-4-5)整理可得

$$a \sin^2 C_t + b \sin C_t \cos C_t + C \cos^2 C_t + d \sin C_t + e \cos C_t = 0 \quad (5-4-6)$$

其中

$$\begin{aligned} a &= \sum_0^n a_k b_{k1} \cdot \sum_0^{n-1} a_k b_{k2} / \sum_0^{n-1} a_k^2 - \sum_0^{n-1} b_{k1} b_{k2} \\ b &= - \left(\sum_0^{n-1} a_k b_{k1} \right)^2 / \sum_0^{n-1} a_k^2 + \left(\sum_0^{n-1} a_k b_{k2} \right)^2 / \sum_0^{n-1} a_k^2 + \sum_0^{n-1} b_{k1}^2 - \sum_0^{n-1} b_{k2}^2 \\ c &= - \sum_0^{n-1} a_k b_{k1} \cdot \sum_0^{n-1} a_k b_{k2} / \sum_0^{n-1} a_k^2 - \sum_0^{n-1} b_{k1} b_{k2} \\ d &= \sum_0^n a_k b_{k2} \cdot \sum_0^{n-1} a_k C_k / \sum_0^{n-1} a_k^2 - \sum_0^{n-1} b_{k2} C_k \\ e &= - \sum_0^{n-1} a_k b_{k1} \cdot \sum_0^{n-1} a_k C_k / \sum_0^{n-1} a_k^2 - \sum_0^{n-1} b_{k1} C_k \end{aligned}$$

在可观测情况下, 式(5-4-6)必有唯一零解, 直接求式(5-4-6)左边函数绝对值的最小值点。当 C_t 求出后, 代入式(5-4-4)即可求出 D_m 。

3. 一航向多方位目标运动要素解算

已知一估计航向（或舷角）的连续方位量测条件下的目标运动要素解算方法可参照上述纯方位系统的各种滤波算法进行目标运动要素解算，不同之处在于其输入信息增加了目标航向（或舷角）估计，待求参数有所变化。

已知估计航向 eC ，量测时刻 $t(n)$ ，量测方位 $B(n)$ ，观测平台位置坐标 $[x_o(n), y_o(n)]$ ，要求得目标在 $t(m)$ 时刻的距离 D_m 以及目标速度 V_t 。

由基本量测方程

$$B(k) = \arctan \frac{x_o(m) + D_m \sin B(m) + V_t[t(k) - t(m) \sin eC - x_o(k)]}{y_o(m) + D_m \cos B(m) + V_t[t(k) - t(m) \cdot \cos eC - y_o(k)]}$$

$$k = 0, 1, \dots, n-1 \quad (5-4-7)$$

得线性伪量测方程为

$$D_m \sin[B(k) - B(m)] + V_t \sin[B(k) - eC] = [x_o(m) - x_o(k)] \cos B(k) - [y_o(m) - y_o(k)] \sin B(k) \quad k = 0, 1, \dots, n-1 \quad (5-4-8)$$

令

$$\begin{aligned} \mathbf{h}_k &= \{\sin[B(k) - B(m)], [t(k) - t(m)] \sin[B(k) - eC]\} \\ \mathbf{z}_k &= [x_o(m) - x_o(k)] \cos B(k) - [y_o(m) - y_o(k)] \sin B(k) \\ \mathbf{X} &= (D_m, V_t)^T \end{aligned}$$

那么式 (5-4-8) 可写为

$$\mathbf{h}_k \mathbf{X} = \mathbf{z}_k \quad k = 0, 1, \dots, n \quad (5-4-9)$$

构造性能函数如下：

$$J(D_m, V_t) = \sum_0^{n-1} (\mathbf{h}_k \mathbf{X} - \mathbf{z}_k)^2 \quad (5-4-10)$$

令 $\frac{\partial J}{\partial \mathbf{X}} = 0$ 可得

$$\sum_0^{n-1} \mathbf{h}_k^T \mathbf{h}_k \mathbf{X} = \sum_0^{n-1} \mathbf{h}_k^T \mathbf{z}_k$$

即

$$\mathbf{X} = \left(\frac{D_m}{V_t} \right) = \left(\sum_0^{n-1} \mathbf{h}_k^T \mathbf{h}_k \right)^{-1} \sum_0^{n-1} \mathbf{h}_k^T \mathbf{z}_k \quad (5-4-11)$$

5.4.2 已知两要素条件下的目标运动要素解算

当系统通过某种途径得到目标距离、速度或者舷角（或航向）估计要素中的二个要素时，此时的纯方位估计问题就转化为具有二个估计要素的连续方位量测条件下的目标运动要素解算问题。在观测平台不机动的情况下，这类算法的解算结果严重依赖于二个已知要素的估计质量，且要素估计误差可使另一要素的解算结果被扭曲，所以此类算法只有在紧急情况下有条件使用。

1. 一距离一速度多方位目标运动要素解算

输入参数: eD_m (t_m 时刻的估距)、 eV (估速)、 $t(n)$ 、 $B(n)$ 、 $x_o(n)$ 、 $y_o(n)$;

输出参数: C_t (目标航向)。

由量测方程

$$\frac{\sin B(k)}{\cos B(k)} = \frac{x_o(m) + eD_m \sin B(m) + eV \sin C_t \cdot [t(k) - t(m)] - x_o(k)}{y_o(m) + eD_m \cos B(m) + eV \cos C_t \cdot [t(k) - t(m)] - y_o(k)}$$

$$k = 0, 1, 2, \dots, n-1 \quad (5-4-12)$$

得

$$eVa_k \sin C_t + eVb_k \cos C_t + C_{k1} + eD_m C_{k2} = 0 \quad (5-4-13)$$

其中

$$a_k = \Delta t_k \cdot \cos B(k)$$

$$b_k = \Delta t_k \cdot \sin B(k)$$

$$C_{k1} = [x_o(m) - x_o(k)] \cos B(k) - [y_o(m) - y_o(k)] \sin B(k)$$

$$C_{k2} = \sin[B(m) - B(k)]$$

$$\Delta t_k = t(k) - t(m)$$

构造优化函数如下:

$$\begin{aligned} J(t) &= \sum_0^{n-1} (eVa_k \sin C_t + eVb_k \cos C_t + C_{k1} + eD_m C_{k2})^2 \\ &= eV^2 \sum_0^{n-1} a_k^2 \sin^2 C_t + 2eV^2 \sum_0^{n-1} a_k b_k \sin C_t \cos C_t + eV^2 \sum_0^{n-1} b_k^2 \cos^2 C_t \\ &\quad + 2eV \left(\sum_0^{n-1} a_k C_{k1} + eD_m \sum_0^{n-1} a_k C_{k2} \right) \sin C_t + 2eV \left(\sum_0^{n-1} b_k C_{k1} + eD_m \sum_0^{n-1} b_k C_{k2} \right) \cos C_t \\ &\quad + \sum_0^{n-1} C_{k1}^2 + 2eD \sum_0^{n-1} C_{k1} C_{k2} + eD \sum_0^{n-1} C_{k2}^2 \end{aligned} \quad (5-4-14)$$

令 $\frac{\partial J(C_t)}{\partial C_t} = 0$, 解关于 C_t 的三角方程。

2. 一距离一航向多方位目标运动要素解算

输入参数: eD_m ($t(m)$ 时刻的估距)、 eC (估向)、 $t(n)$ 、 $B(n)$ 、 $x_o(n)$ 、 $y_o(n)$;

输出参数: V_t (目标航速)。

线性最小二乘法

由量测方程 (5-4-12) 可得

$$a_k V_t + b_k = 0 \quad k = 0, 1, 2, \dots, n-1 \quad (5-4-15)$$

其中

$$a_k = [t(k) - t(m)] \sin[eC - B(k)]$$

$$b_k = eD_m \sin[B(m) - B(k)] + [x_o(m) - x_o(k)] \cos B(k) - [y_o(m) - y_o(k)] \sin B(k)$$

构造优化指标:

$$J_n(V_t) = \sum_0^{n-1} (a_k V_t + b_k)^2 \quad (5-4-16)$$

由简单的求导即可求出 V_t 。

3. 一速度一航向多方位目标运动要素解算

输入参数: eV (估速)、 eC (估向)、 $t(n)$ 、 $B(n)$ 、 $x_o(n)$ 、 $y_o(n)$;

输出参数: 目标在 $t(m)$ 时刻的距离 D_m (m 任意指定, $m \leq n-1$)。

由量测方程 (5-4-12) 可得

$$\begin{aligned} & D_m \sin[B(m) - B(k)] + eV \sin[eC - B(k)][t(k) - t(m)] \\ & + [x_o(m) - x_o(k)] \cos B(k) - [y_o(m) - y_o(k)] \sin B(k) = 0 \end{aligned} \quad (5-4-17)$$

$$k = 0, 1, 2, \dots, n-1$$

把 D_m 当作未知量, 再由线性最小二乘法, 即可求出 D_m 。

5.5 方位距离量测条件下的目标运动要素解算

当量测量既含方位又含距离时, 就构成了被动跟踪中的方位距离跟踪问题。在潜艇作战过程中, 被动测距站利用布置在潜艇两舷的 3 个平面阵, 可接收目标噪声, 从而测出目标方位、距离, 这是当今潜艇被动观测的主要发展方向之一。目标在本艇正横舷角时探测精度最高, 随着目标偏离正横, 其探测精度逐渐降低。但存在测量误差大, 作用距离近等缺点。在潜艇指控系统实际方位距离跟踪过程中, 直接利用被动测距声呐测量的目标方位以及距离序列进行方位距离跟踪, 结合导航系统提供的有关潜艇航行的速度、航向等参数, 利用滤波方法可实时估计出目标的运动要素。

5.5.1 二方位二距离目标运动要素解算

系统可以利用潜望镜测量或人工输入两组目标方位、距离, 再利用观测平台自身导航系统所提供的本艇的运动参数, 进行目标运动要素的快速解算, 以进行快速攻击。

图 5-9 为两方位两距离图解法求取目标运动要素示意图。绘图时首先要绘出观测时刻潜艇的艇位点, 在相应的艇位点按实测方位、距离画出对应时刻的目标位置点, 两个目标位置点的连线即为实测目标轨迹线。

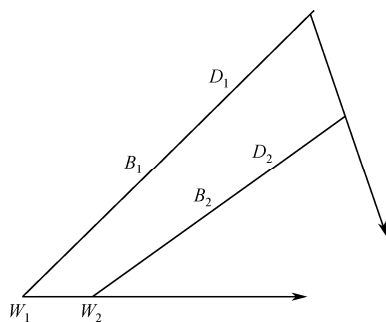


图 5-9 两方位两距离绘图法

对于二方位二距离算法，在任何情况下，该算法的解存在并且唯一，这种算法在实际作战中经常使用。当测得多组方位、距离时，由于观测误差和绘图误差的存在，使得各次观测所得的目标位置点不在同一条直线上，为了减少随机误差的影响，可采用多方位多距离的目标运动要素解算方法进行解算。

5.5.2 多方位多距离目标运动要素解算

已知在量测时刻 $\{t_k\}^{n-1}$ 目标的方位 $\{B_k\}^{n-1}$ ，对应方位上的距离 $\{D_k\}^{n-1}$ ，及观测平台的位置坐标 $\{(x_{wk}, y_{wk})\}^{n-1}$ 。利用每一时刻量测的方位、距离信息，结合观测平台的位置信息，可得到每一时刻的目标位置坐标，对得到的所有时刻组成的目标位置序列进行曲线拟合，可得到目标速度及航向等参数，拟合公式如下：

对于 n 个目标位置量测 (x_{ij}, y_{ij}) $j=1, 2, \dots, n$ ，可以找下列 m 次多项式对目标 x 、 y 轴的位置序列 $\{x_{ij}\}$ 、 $\{y_{ij}\}$ 进行拟合：

$$f(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + \dots + a_m t^m \quad (5-5-1)$$

这里 $m < n$ ，适当地选取 a_0, a_1, \dots, a_m ，使得

$$\varphi(a_0, a_1, \dots, a_m) = \sum_{j=1}^n \left[f(t_j) - f_{xyj} \right]^2 \quad (5-5-2)$$

最小。其中 f_{xyj} 为 x_{ij} 、 y_{ij} ，可以用多元函数求极值的方法进行计算。

对 a_k ($k=0, 1, \dots, m$) 求偏导，得

$$\frac{\partial \varphi}{\partial a_k} = 2 \sum_{j=1}^n \left(\sum_{i=0}^m a_i t_j^i - f_{xyj} \right) t_j^k = 2 \left[\sum_{j=1}^n \sum_{i=0}^m a_i t_j^{i+k} - \sum_{j=1}^n f_{xyj} t_j^k \right] = 0 \quad (5-5-3)$$

即

$$\sum_{i=0}^m a_i \sum_{j=1}^n t_j^{i+k} = \sum_{j=1}^n f_{xyj} t_j^k \quad (5-5-4)$$

在定位模型拟合公式中， m 的取值为 1。

5.6 基于水声信号的目标运动要素解算

5.6.1 目标运动要素解算的水声信号需求分析

舰艇在航行过程中，由于壳体振动、电机运转、螺旋桨推进等活动而不断向海水中辐射噪声，辐射噪声经过海洋信道的“滤波”作用，传送至被动声呐接收水听器基阵，同时作用于水听器阵的还有本船噪声、海洋环境噪声等干扰。

被动声呐通过基阵接收目标辐射噪声信号后，对声呐基阵接收的“信号”和“噪声”的混合物进行处理。当输出信噪比达到某一门限时，即判断为存在目标，并可通过阵的指向性得到目标的方位。声呐信号处理的基本流程^[15,16]如下图所示。

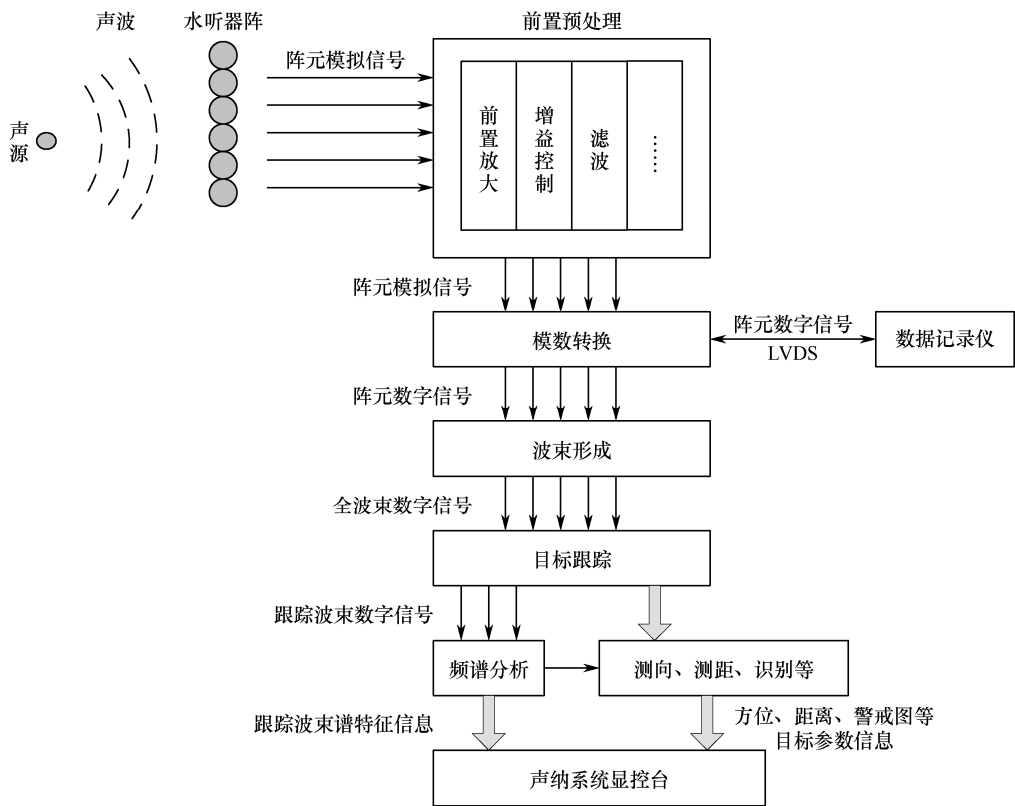


图 5-10 声呐信号处理的基本流程

声呐信号处理系统大致包括信号预处理机和信号处理机两部分，信号预处理机将来自声呐基阵阵元信号分别进行放大、模拟滤波、增益控制、采样和模拟数字（A/D）转换和数字滤波，并将数字信号送至信号处理机。信号处理机要完成波束形成、目标检测、脉冲侦察、目标跟踪处理、目标谱分析及目标识别等任务。

当从预成多波束中发现目标时，可利用活动波束对感兴趣的进行自动跟踪，用于跟踪目标的活动波束称为跟踪波束。跟踪波束一般做成分裂波束的形式，即把形成波束的水听器分成左右相等的两半，由两个半组水听器形成的一对波束称为分裂波束，并计算两个分裂波束接收目标回波的时间差，由此估计目标的实际方位。

阵列信号处理是声呐信号处理的核心技术之一，大多数声压阵的阵元间距均为半波长，因为阵元间距大于半波长时，阵指向性将出现副极大（与波束主瓣几乎一样强的旁瓣），从而导致测向模糊，且各向同性噪声场的空间半径约为半波长，间距为半波长可使相邻阵元接收到的噪声不相关，从而起到抗各向同性噪声的目的。

在远场条件下，接收信号基本满足窄带平面波条件，并且是统计平稳和各态历经的，即在一次处理中信号的频率和方位等参数不发生变化，可以用时间平均来代替统计平均，各入射信号统计独立。假设各阵元接收到的背景噪声为高斯噪声，噪声的时间相关半径远小于数据采样的时间间隔，即可以将噪声看成时间域上的白噪声，并且假定信号和噪声是互相独立的。噪声满足空间独立条件，即各阵元接收到的背景噪声是相互独立的。

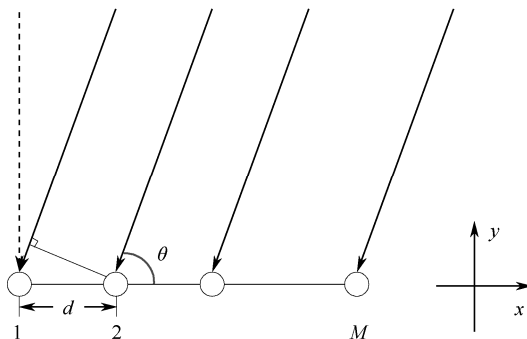


图 5-11 等间距直线阵示意图

图 5-11 示是一个均匀直线阵的示意图^[17]，其中， θ 为平面波的入射方位，是与 x 轴正向的夹角，阵的法线方向为 90° ， d 为阵元间距。

在远场平面波假设条件下，对于 M 个声压传感器组成的均匀直线阵列，在二维平面内，有 K 个信号入射到该线列阵上，第 k 个信号的方位为 θ_k ，则第 m 个阵元的输出为

$$X_m(t) = \sum_{k=1}^K a_m(\theta_k) s_k(t) + n_m(t) \quad (5-6-1)$$

其中， $a_m(\theta_k)$ 是第 m 号阵元对于第 k 个信号的声压响应系数， $a_m(\theta_k) = e^{-j(m-1)\theta_k}$ ； $s_k(t)$ 是第 k 个信号的波前， $n_m(t)$ 是第 m 阵元的噪声分量。

将该阵列的输出排成一个列向量，阵列输出 $\mathbf{X}(t)$ 表示：

$$\begin{aligned} \mathbf{X}(t) &= [X_1(t), X_2(t), \dots, X_M(t)]^T \\ &= [\mathbf{a}(\theta_1), \mathbf{a}(\theta_2), \dots, \mathbf{a}(\theta_K)] \mathbf{S}(t) + \mathbf{N}(t) \end{aligned} \quad (5-6-2)$$

式 (5-6-2) 中， $\mathbf{S}(t) = [s_1(t), s_2(t), \dots, s_M(t)]^T$ 称为信号源向量或者入射信号波前向量， $\mathbf{N}(t) = [n_1(t), n_2(t), \dots, n_M(t)]^T$ 是阵列接收到的噪声向量， $\mathbf{a}(\theta_k)$ 为声压阵方向矢量：

$$\mathbf{a}(\theta_k) = [1, e^{-j\beta_k}, \dots, e^{-j(M-1)\beta_k}]^T \quad (5-6-3)$$

其中 $\beta_k = 2\pi d \cos \theta_k / \lambda$ （直线阵轴向为 $\theta = 0^\circ$ ）， $\lambda = c / f_0$ ， c 为声速， f_0 为窄带信号的中心频率， d 为阵元间距， λ 为波长。

波束形成是将一定几何形状排列的多元基阵各阵元输出经过加权、延时求和等处理手段形成空间谱指向性的方法，可看作一个时空滤波器。基阵的加权输出 $y(t, \theta) = \mathbf{W}^H \mathbf{X}$ ，权矢量 \mathbf{W} 为

$$\mathbf{W}^H = [w_1(\theta), w_2(\theta), \dots, w_M(\theta)]^T \quad (5-6-4)$$

式 (5-6-4) 中每个元素分别对声压传感器输出的信号加权，因此波束形成向量 \mathbf{W}^H 是一个 M 维列向量， θ 是波束的指向角。波束形成向量的每一个元素均为复数，其模表示对阵元输出信号的幅度加权，辐角表示对阵元输出信号的相位延迟。

波束输出功率为 $\overline{y^2(t, \theta)} = \langle \mathbf{y}^H \mathbf{y} \rangle$ ，即：

$$P(\theta) = \overline{y^2(t, \theta)} = \mathbf{W}^H \mathbf{R} \mathbf{W} \quad (5-6-5)$$

式 (5-6-5) 中 \mathbf{R} 为声压阵列协方差矩阵， $\mathbf{R} = E\{\mathbf{X}\mathbf{X}^H\}$ ， H 表示共轭转置， $E\{\cdot\}$ 表示集合平均。

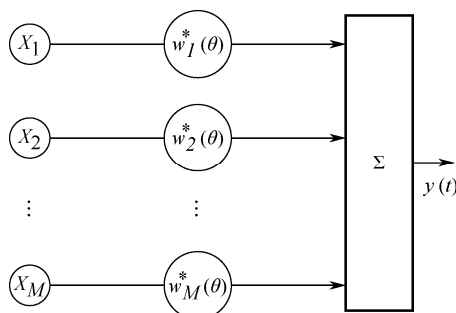


图 5-12 波束形成示意图

声纳波束形成存在时域和频域两种实现模式，对应的波束域输出信号存在时域信号和目标频谱两种形式，目标跟踪波束输出的频谱信息中虽包含了目标的某些运动特征，但经过谱分析损失了目标的相位和瞬时能量信号在其他变换空间的特性，相比频域信号，时域信号中的信息更为完整。

波束域信号是在对声纳阵元域信号进行波束形成处理后获得空间增益的波束信号，与阵元域信号相比，具有指向性和高信噪比的特点，利用全波束信号可以对目标进行全方位探测和分析，获得目标的方位和频谱特征等目标信息。

广义的声纳波束域信息是经声纳波束形成后所有波束输出的信息，数据量大，利用此信息进行运动要素解算是未来目标定位跟踪技术的发展方向；狭义的波束域信息，是指声纳跟踪器所对应目标跟踪波束输出的时域信号，即所有波束中的几个波束，通常与声纳目标跟踪批数相对应，是声纳在波束形成、目标检测与方位估计后进一步处理的输出信息。

1. 阵元域/波束域信号特性分析

水下目标辐射噪声主要包括机械噪声、螺旋桨噪声和水动力噪声。螺旋桨空化噪声是舰船辐射噪声高频端的主要组成部分，其频谱为高频连续谱。

螺旋桨节拍对其辐射的空化噪声有明显的振幅调制作用，其调制频率及调制深度与螺旋桨转速、桨叶数及航速有关。因此，对调制谱的准确提取，可以确定产生辐射噪声目标的轴频、桨叶数，进而达到判断目标航速的目的。

辐射噪声特征提取研究在水中目标的探测和识别中具有重要意义。在众多的辐射噪声特征参数中，由一系列旋转机械产生的低频线谱成分尤为重要。LOFAR 谱图分析是比较具有代表性的被动水声信号处理方法之一。该方法基于信号的功率谱，通过对连续的采样数据做短时傅里叶变换而构成信号表达的三维立体图，可反映信号的非平稳特性。

阵元域信号是指组成阵列的多个水听器独立接收的声信号，包括模拟信号和数字信号两种形态，水听器接收到目标声波后经声电转换变为的模拟电信号称作阵元模拟信号，阵元模拟信号经模数转换（A/D 采样量化）后变为的数字信号称作阵元数字信号。阵元域信号中包括了目标和环境的混合声信息，通常情况下信噪比较低，且不具有指向性，难以从中获得准确的目标信息。

被动式声纳通过检测目标辐射的噪声来发现目标，并进行测向、测距和识别。被动声纳的信号处理首先必须对舰艇目标噪声特性有透彻的了解，针对其特性采用相应的最佳处理方法。人们比较关心的是水面舰艇、潜艇和鱼雷等目标的辐射噪声特性，早在第二次世

世界大战时期，已有专家对各类舰艇的辐射噪声进行过系统的测量和研究。受测量分析和信号处理手段的限制，早期的测量大部分是用一个倍频程或 1/3 倍频程滤波器测量宽带平均功率谱。早期被动声呐主要采用宽带能量接收，之后随着信号分析和处理技术的发展，我们对舰艇噪声中的窄带分量进行了详细的研究，即我们现在所熟知的线谱。

从 20 世纪 70 年代开始，具有大型基阵的被动声呐普遍采用线谱检测技术。我们通过进一步的研究还发现，舰艇辐射噪声的宽带分量中有明显的振幅调制，通过解调可以得到低频线谱，典型的辐射噪声谱形状如图 5-13 所示。

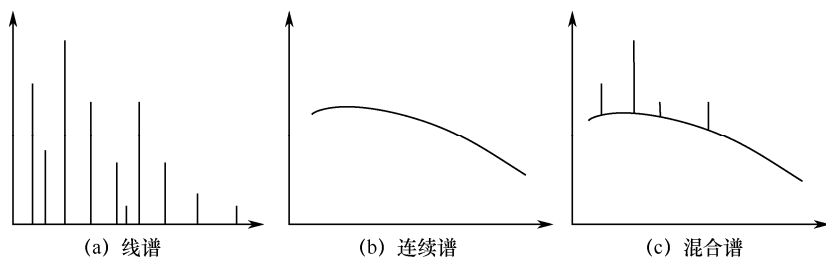


图 5-13 目标辐射噪声谱示意图

舰艇辐射噪声的平均功率谱中既有连续宽带谱，又有离散频率的线谱。这两种成分产生的机理不同，与深度的关系也不同。舰艇噪声的宽带连续噪声谱分量主要由螺旋桨噪声和机械噪声两部分构成。

螺旋桨噪声是由于螺旋桨旋转产生空化造成的，反映在舰艇噪声宽带连续谱的高频段。螺旋桨空化噪声的功率谱在高频以 6/倍频程的斜率下降，在低频功率谱曲线有正斜率，因此存在一个峰值。对于舰船、潜艇这个峰值在 100~1000 Hz 范围内。以潜艇为例，这个峰值的位置随航速增加和深度减小而向低频方向移动。

在舰艇辐射噪声的连续宽带谱的实际测量中有时不存在峰值，这是因为在低频端还有其他噪声源产生的噪声，如机械振动产生的噪声等。宽带谱中低频段主要的噪声是机械噪声。

舰船辐射噪声中的线谱分量主要集中在 1000 Hz 以下的低频段。产生线谱的噪声源有三类：往复运动的机械噪声、螺旋桨叶片共振线谱和叶片速率线谱、水动力引起的共振线谱。

螺旋桨叶片被海流激励发生共振可以产生很强的线谱噪声。螺旋桨叶片速率可表示为

$$f = mns \quad (5-6-6)$$

上式中， m 为谐波次数， n 为螺旋桨叶片数， s 为螺旋桨转数。这种叶片速率线谱在 1~100 Hz 频带内是潜艇辐射噪声的主要成分。

对于一定深度和航速，潜艇噪声存在一个临界频率，低于此频率主要是机械噪声和螺旋桨噪声线谱，高于此频率主要是空化产生的宽带连续谱。一般临界频率在 100~1000 Hz 范围的。测量表明，对低速舰船，线谱强度可高于附近连续谱 10~25 dB，其稳定度可达 10 min 以上。这是被动声呐窄带检测的物理基础。

被动声呐的信号源既有宽带成分也有线谱成分。从检测的观点来看，干扰背景可分为：各向同性的非相干干扰、相干干扰、部分相干和部分非相干干扰等三类。海洋环境噪声中，20~500 Hz 范围内主要是交通噪声，具有一定的方向性，是相干干扰，一般较弱；500 Hz

以上的主要噪声源是海浪及其破碎的浪花，属非相干干扰。

当仅存在感兴趣的目标时，干扰背景是海洋环境噪声，近似各向同性的非相干干扰。除感兴趣目标外还有其他目标存在时，干扰背景是海洋环境噪声和非感兴趣目标的辐射噪声，既有非相干部分也有相干部分。无论是水面舰船或潜艇（包括安静型艇）均辐射 50 Hz 以下的强低频线谱。它是声呐检测和目标识别的主要信息源。

50 Hz 以下的最强的线谱声辐射称为“共振线谱声辐射”，安静型潜艇在 50 Hz 以下连续谱声辐射极弱，且螺旋桨轴频及桨频声辐射也很弱，声呐不能远程探测到它们。但现代声呐，如中、长阵拖曳线列阵声呐可远程探测到共振线谱辐射声，它携带了目标的信息（航速、尺度、吨位和目标深度）。

共振线谱声辐射的声源和接收点之间的海洋被看作声信道，我国大部分海域均为浅海声信道。甚低频（50 Hz 以下）浅海信道具有稳定的声场相干结构，或者说声场有稳定的频率——空间干涉图案。因而信道对目标信息的变换是确定性的，可以根据接收信号稳健地提取目标信息。

浅海信道有稳健的相干结构，国外文献称之为“波导不变量”，而前一表述更具有广泛含义。对于数十赫兹的 CW（线谱）声波（水平距离大于数倍海深时），波导不变量可表达为下式：

$$(\xi_1 - \xi_2)\Delta r = \pi \quad (5-6-7)$$

上式中 Δr 为干涉图案的水平距离尺度，通常约为数百米，取决于海深及环境参数。 ξ_1 和 ξ_2 是第一阶和第二阶简正波的水平波数。式（5-6-7）表明：甚低频条件下，浅海波导中通常有两阶简正波，它们相互干涉，在距离上产生周期性强度变化和相位差周期变化。

假定目标做匀速运动，速度为 v ，测得目标渡越 Δr 的时间差为 Δt ，则

$$v = \frac{\Delta r}{\Delta t} = \frac{\pi}{(\xi_1 - \xi_2)\Delta t} \quad (5-6-8)$$

根据式（5-6-8）可以测量目标的航速。在目标航行的一段时间内测量接收信号的相位变化量或者测量接收强度一个周期变化对应的时间差 Δt ，因而 Δt 是测得值。通过建模可理论预报简正波的第一阶本征值 ξ_1 和第二阶本征值 ξ_2 ，从而就可以由（5-6-8）式计算目标速度。由于声波频率很低，因而水中声速分布对 $\xi_i (i=1,2)$ 的影响不大，建模预报精度高，较为稳定。 ξ_i 主要与海深和海底参数有关。对于给定海区， Δr 也可由实验测得，并且只要海深确定， Δr 值是稳定的（Robust）。通过频率为 50 Hz 以下的拖曳声源做拉距试验，接收传感器可为水听器、矢量传感器及它们组成的垂直阵，就可以测得声场的干涉结构及 Δr 值， Δr 即为声场干涉结构的水平尺度。

在水下声场中，由于海面海底界面对声信号传播的影响，产生多途效应的同时也会引起干涉现象，因此任何目标的低频声场，无论是水面、水下目标均有稳定的干涉结构。

对水下声场进行分析，很大程度上依赖所选择的传播模型的正确性和精确性。所有传播模型的理论基础都是波动方程，根据实际情况赋予波动方程不同的边界条件和波导性质，就可以求解得到不同的传播模型。目前常用的声场建模方法包括射线理论、简正波模型、快速声场模型以及抛物方程模型等。其中，射线理论具有简单直观的特点，适用于高频近距离声场；简正波理论适用于低频远距离声场，但要求精确的海底沉积层等物理参数；快速场模型只限于与距离无关的情形；抛物方程模型采用抛物方程来近似波动方程，其相位

误差随距离的增大而累积。在特定环境下，对不同的距离范围和频率范围，各模型有不同的计算效率和计算精度，模型选取的原则要考虑精度、运行时间和使用方便程度。本课题利用射线理论、简正波理论两类模型分析干涉结构的具体形式，由于声线经发射次数越多，能量损失越大，因此这里只考虑对声场贡献最大的四条声线，即直达声、一次海面反射声、一次海底反射声、一次海底海面反射声。

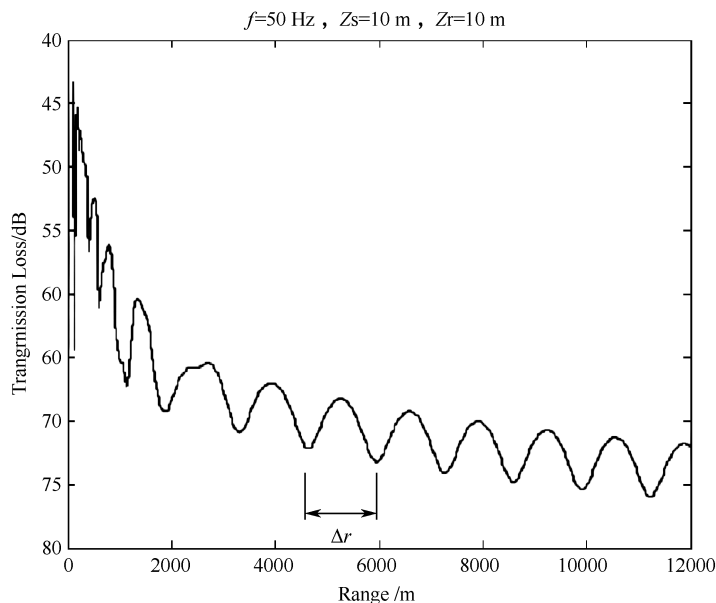


图 5-14 甚低频浅海声场声强度的水平结构

依据潜艇活动区域的不同，从深海、浅海两种情况进行分析：在深海时，目标海底反射可忽略不计，海面偶极子模型即为邻近海面的水下点源声场模型，表现在干涉条纹上即为一族干涉条纹；但潜艇通常在浅海运动，在海底界面对目标声场的影响不可忽略，声场存在上、下两个界面，干涉条纹计算宜采用双偶极子定位模型，虽然双曲线簇条纹的数量很大，但只存在分别由海面偶极子和海底偶极子决定的两类双曲线簇条纹，它们决定对应的两组相互独立的方程，综合分析两类条纹的特征，可实现对目标的定位。

5.6.2 声呐波束域信息运动特征提取

对声信号进行特征分析就是对目标信号进行变换处理，从中提取能反映该目标本质属性的特征信息。从本质上来说，特征提取是一个信息处理的过程。

1. 基于快速傅里叶变换（FFT）的线谱自动跟踪提取

由于线谱是叠加在连续谱上的，提取线谱特征时，如果直接在含有连续谱的谱中提取，可能由于连续谱的趋势走向引起误判或漏判，因此必须将谱中的趋势项提取出来并去除，得到拉平的只有线谱分量的谱，再进行线谱提取^[18,19]。

双向递归滤波器通过首尾补偿的方法可以消除阶递归滤波器输出数据滞后的影响，将输入序列 $X(k)$ 经过 α 滤波后输出为 $\hat{X}_1(k)$ ，具体算法如下：

$$\begin{cases} \hat{X}_1(k)=X(k) & k=1 \\ \hat{X}_1(k)=\hat{X}_1(k-1)+\alpha \cdot [X(k)-\hat{X}_1(k-1)] & k=2,3,4,\dots,N \end{cases} \quad (5-6-9)$$

将输入序列 $X(k)$ 反向经过 α 滤波后输出为 $\hat{X}_2(k)$ ，具体算法如下：

$$\begin{cases} \hat{X}_2(k)=X(k) & k=N \\ \hat{X}_2(k)=\hat{X}_2(k-1)+\alpha \cdot [X(k)-\hat{X}_2(k-1)] & k=N-1,N-2,\dots,1 \end{cases} \quad (5-6-10)$$

则双向 α 滤波后的输出 $\hat{X}(k)$ 为

$$\hat{X}(k)=\frac{1}{2}[\hat{X}_1(k)+\hat{X}_2(k)] \quad (5-6-11)$$

式 (5-6-10) 和式 (5-6-11) 中 α 为积分时间常数， $\alpha=1/M$ ， $M \geq 2$ ，根据经验取 $M=t/3\tau_s$ ， t 为平滑时间长度， τ_s 为采样周期。

实现框图如图 5-15 所示。

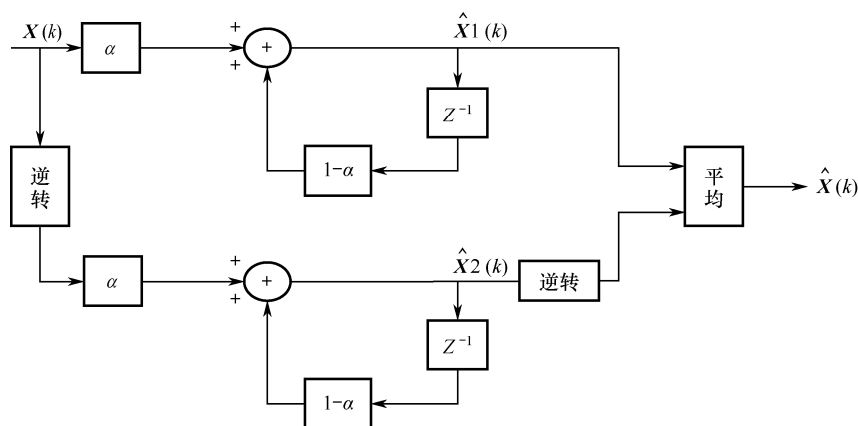


图 5-15 双向 α 滤波器框图

将舰船辐射噪声频谱通过双向 α 滤波器滤波，可估计频谱的短时平均值，达到连续谱提取的目的，参数 α 的选取直接影响了滤波效果，若 α 值过小，新输出数据对滤波器输出影响较小，滤波效果较好，但新数据中所包含的新信息在滤波器输出中的表达也被抑制，从而跟踪效果变差，目标新信息滞后严重；反之， α 值变大时，后面输入的新信息影响变大，跟踪能力变强，但滤波效果变差。因此为 α 参数选取适当的值，可改善连续谱估计的准确性，获得预想的效果。

在舰船辐射噪声的低频部分，某些机械振动会在某些频率上使噪声强度骤然升高，形成线状谱^[18]，其强度有时会高于附近连续谱 10~25 dB，即使是安静型目标，虽然噪声级在零级海况海洋环境噪声以下，但其低频线谱部分却难以去掉。国外海军的试验表明，低频线谱噪声信号在海中的传播距离是相当远的。线谱不仅存在于目标的功率谱中，还存在于目标的 DEMON 谱上，下面所述的线谱特征提取即存在两方面的内涵：功率谱中的线谱和调制谱中的线谱。在前文中已经介绍了舰船辐射噪声功率谱中线谱和连续谱的分离，得到了拉平后的线谱图，这里根据谱峰形状的特点对谱图进行检索，提取线谱。

常见的线谱判定的方法有两种：栅格搜索法和自适应线谱提取法，现分别进行介绍：

栅格搜索法：(1) 定义一个宽度阈值和一个幅度阈值。所谓幅度阈值就是线谱幅度比

其相邻谱幅度高出倍数的最小值；所谓宽度阈值就是线谱宽度的最大值。宽度阈值受分辨率的影响，分辨率越高，宽度阈值越小，反之，分辨率越低，宽度阈值越大。规定宽度阈值的目的是防止将连续谱峰误当成线谱。(2) 观察整个频率段内是否存在既满足幅度阈值条件又满足宽度阈值条件的频谱点，若存在，则记下该频谱点的位置和幅度。

自适应线谱提取算法：利用前面描述的连续谱提取技术（双向递归滤波器法），在得到目标辐射噪声连续谱后，依据线谱的定义（谱级能量高于其相邻频点处能量 3~5 dB）设定门限自动进行线谱判断，并记下对应频率值。

2. 目标波束域干涉条纹提取

信号的时频分析方法的基本形式是谱图（Spectrogram）和短时傅里叶变换，用于表示语音信号频率内容随时间变化的一种时频表示方式，并得到了广泛的应用，信号的短时傅里叶变换的时域表示式为：

$$STFT_s(t, f) = \int_{-\infty}^{+\infty} s(\tau - t) \exp(-j2\pi f \tau) d\tau \quad (5-6-12)$$

也就是说，信号的短时傅里叶变换就是信号 $s(\tau)$ 乘上一个以 t 为中心的分析窗所做的傅里叶变换。由于这种方法等价于取出 $s(\tau)$ 信号在 t 附近的一个切片，所以短时傅里叶变换是信号 $s(\tau)$ 在“分析时间” t 附近的“局部谱”。而 $|STFT_s(t, f)|^2$ 的值即称为谱图。信号的短时傅里叶变换也可以用信号谱和窗谱来表示为频域表示式：

$$STFT_s(t, f) = \exp(-j2\pi f t) \cdot \int_{-\infty}^{+\infty} S(f') W(f' - f) \exp(-j2\pi f' t) df' \quad (5-6-13)$$

其中，窗谱 $W(f)$ 是窗函数 $w(t)$ 的傅里叶变换，信号的短时傅里叶变换可以解释为信号 $S(f')W(f' - f)$ 的傅里叶反变换。上式除相位因子 $e^{-j2\pi f t}$ 外，这一“频域表示式”与“时域表示式”相似。

Hough 变换是利用图像空间到参数空间的映射实现图像边缘检测的有效方法，由 Paul Hough 于 1962 年提出，起初的目的是用于直线检测，后来又推广到任意曲线的检测^[20]。

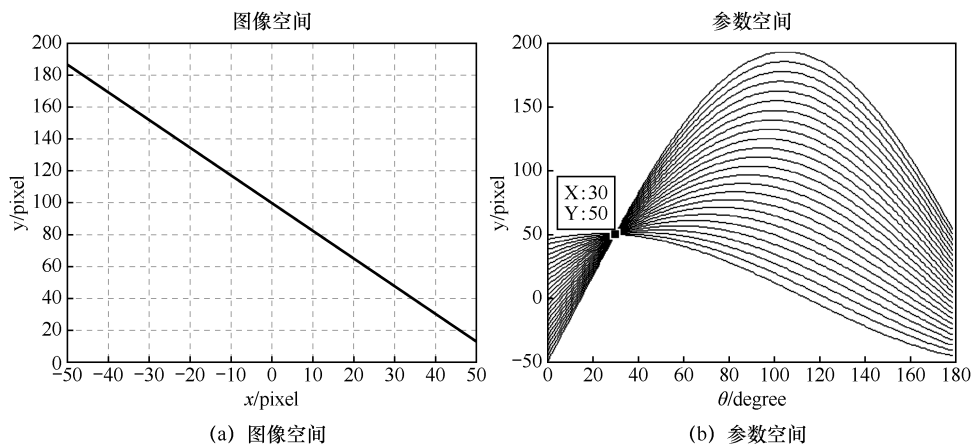


图 5-16 Hough 变换的图像空间和参数空间

Hough 变换提取曲线参数的基本思想是利用了点与曲线的对偶性, 实质是将图像空间内具有一定关系的像元进行聚类, 寻找能把这些像元用某一解析形式联系起来的参数空间累积对应点。考虑双参数的情况, 若将图像空间中位于同一曲线上点的集合表示为:

$$f[(a_0, b_0), (x, y)] = 0 \quad (5-6-14)$$

其中, (x, y) 表示曲线上点在图像空间中的坐标, 而 (a_0, b_0) 为决定曲线的参数。则图像空间中曲线上任意点 (x_0, y_0) 映射到参数空间上的某一曲线 $g[(x_0, y_0), (a, b)] = 0$, 而图像空间中该曲线上的所有点映射到参数空间上交于 (a_0, b_0) 点的一族曲线。参数空间中每一点 (a, b) 处的强度, 是所有图像空间中参数为 (a, b) 的点的强度累加和。因此, 通过寻找参数空间中强度最大值的坐标, 即可估计确定曲线的参数值。以 Hough 变换提取直线参数为例更直观地进行说明, 如图 5-16 (a) 所示, 直线方程可以表示为: $\rho_0 = x \cos \varphi_0 + y \sin \varphi_0$, 其中, $\rho_0 = 50$, $\varphi_0 = 30^\circ$; 图 5-16 (b) 为 Hough 变换的参数空间, 可以看到直线上的点对应于 (ρ, φ) 空间中的一条正弦曲线, 正弦曲线方程由式 (5-6-14) 确定, 其中, (x_0, y_0) 为直线上某点的坐标。直线上所有点对应相交于 $(50, 30)$ 的一族正弦曲线。这样, 检测图像空间中的直线只需检测正弦曲线的交点。

$$\rho = \sqrt{x_0^2 + y_0^2} \sin(\varphi + \arctan \frac{y_0}{x_0}) \quad (5-6-15)$$

Hough 变换可以对曲线上所有的点进行非相干累加, 而噪声是随机的, 并不能得到有效的积累, 故在参数空间中信噪比可以得到显著的提高, 并且有较好的稳健性, 非常有利于目标检测。

Hough 变换可以理解为图像在 $\rho - \theta$ 空间的投影, $\rho - \theta$ 空间的每一点对应图像空间一条直线, 而 Radon 变换是图像像素点在每一条直线上的积分, 也可以理解为图像顺时针旋转 θ 角度后在水平轴的投影。

Radon 变换是由奥地利数学家 Radon 于 1917 年提出的, 本质是沿着某特定路径对图像进行线积分^[21]。

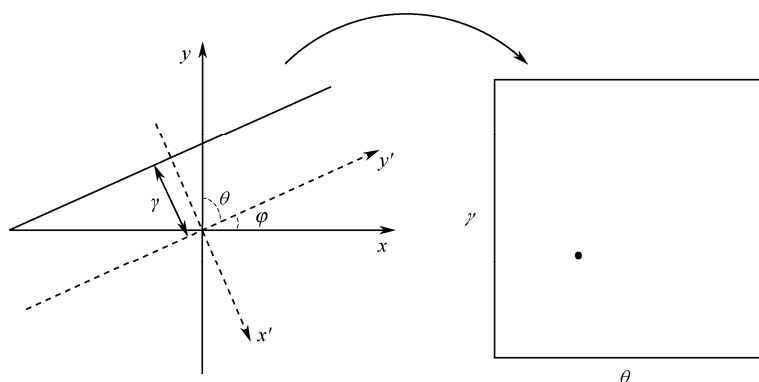


图 5-17 Radon 变换示意图

如图 5-17 所示, 将原图像中的一条直线, 投影到 (γ, θ) 空间的一个点, 其中, 本文规定 θ 为与 y 轴的夹角, 即表示直线斜率角的余角, y 轴正向为 0° , 负向为 180° , γ 为偏置, 表示原点到直线的垂直距离, 有正负号, 对原坐标系顺时针旋转 θ 角度得到新坐标系 $x' - y'$,

若 γ 在 x' 轴的负向, 则为负值, 反之为正。因此, Radon 变换是一种投影变换, 可表示为:

$$R(\gamma, \theta) = \int_{-\infty}^{\infty} I[t\cos(\theta) - \gamma\sin(\theta), t\sin(\theta) + \gamma\cos(\theta)]dt \quad (5-6-16)$$

5.6.3 基于声呐波束域信息的目标运动要素解算

1. 方位—频率联合的目标运动要素解算

被动目标运动分析方法通常无法测得目标(声源)的距离, 而只能测得目标的方位、时延、频率或相位等信息, 在估计到目标的频率序列后, 可以利用瞬时频率—方位数据序列来估计目标的运动参数。一般来说, 这些量测的频率数据都带有噪声, 要从中得出目标的运动参数, 必须建立其运动及观测模型, 再根据测量量进行参数估计。可以说, 系统的观测性是解决 TMA 问题的前提和基础^[22]。

在对目标进行频率跟踪时, 由于线谱瞬时频率误差的影响, 使得跟踪的频率不平滑, 存在较大偏差。采用平滑滤波可以减小跟踪线谱频率误差, 平滑频率变化曲线。

这里选用 $\alpha - \beta$ 滤波器, 它是二阶恒增益的递归滤波器, 其反馈系数为常数, 算法简单, 易于实时实现。

$\alpha - \beta$ 滤波器的原理如图 5-18 所示, 其递推公式为

$$\hat{R}(k) = \hat{R}(k/k-1) + \alpha[\bar{R}(k) - \hat{R}(k/k-1)] \quad (5-6-17)$$

$$\hat{V}(k) = \hat{V}(k-1) + \beta[\bar{V}(k) - \hat{V}(k-1)] \quad (5-6-18)$$

$$\hat{R}(k/k-1) = \hat{R}(k-1) + \hat{V}(k-1) \quad (5-6-19)$$

$$\bar{V}(k) = \hat{R}(k) - \hat{R}(k-1) \quad (5-6-20)$$

其中, α 和 β 分别是一阶和二阶递归系数。 $\bar{R}(k)$ 为 k 时刻滤波器的输入值, $\hat{R}(k/k-1)$ 为 $k-1$ 时刻输入信号的预测值, $\hat{R}(k)$ 为 k 时刻滤波器的, 即信号的滤波估计值。 $\bar{V}(k)$ 和 $\hat{V}(k)$ 分别为 k 时刻信号的变化速度的测量值和估计值。

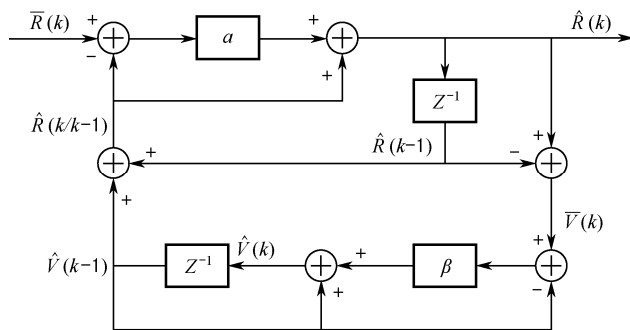


图 5-18 $\alpha - \beta$ 滤波器

在对距离值进行平滑时, 如果当前测量值 $\bar{R}(k)$ 与前一时刻的预测值 $\hat{R}(k/k-1)$ 偏差较大时, 则利用 $\hat{R}(k/k-1)$ 作为本次计算时滤波器的输入。如果当前测量值连续 5 次大于或连续 5 次小于前一时刻的预测值, 则将第 5 次的测量值作为本次计算时滤波器的输入。

由递推公式可以看出, $\alpha - \beta$ 滤波器隐含假定信号是匀速变化的, 因而其跟踪能力要

优于一阶递归滤波器。 $\alpha-\beta$ 滤波器的跟踪和滤波性能的好坏取决于递归系数 α 和 β ， α 和 β 值越大（ $0 \leq \alpha \leq 1$ ， $0 \leq \beta \leq 1$ ），跟踪能力越好，滤波效果越差；反之， α 和 β 值越小，滤波效果越好，跟踪能力越差。对于匀速变化的信号，零均值的平稳高斯噪声背景，只要 α 、 β 值选择得当， $\alpha-\beta$ 滤波器等价达到稳态的二阶卡尔曼滤波器，其输出为信号的最优估计。

目标在观测时间内做固定航向的匀速直线运动，基于单频率一方位的目标运动要素解算模型是可观测的。若检测信息中含有多个线谱成分，也可对应建立多个频率的状态及观测方程，推导过程类似，同样可以证明系统可观测，增加谱线有助于更好地提取目标运动信息，缩短定位时间，提高跟踪质量。

假设在观察时间内，目标源沿固定的方向做匀速运动，且状态平稳。目标源向外辐射频率为 f_0 的信号（ f_0 可以是未知的，一般可以认为是被跟踪目标的某特征频率，且可以不止一个）。如果假设观测器一直位于直角坐标系原点，目标与观测器之间做相对运动，假设此时的目标运动状态向量 \mathbf{X} 记为 $\mathbf{X} = (x, y, V_x, V_y, f_0^{-1})^T$ ，在方位-频率量测条件下，若本艇与目标发生了相对径向运动，则可得到目标的多普勒频移信息。频率量测方程如下：

$$f = \left[1 - \frac{V_x \sin(B) + V_y \cos(B)}{c} \right] f_0 \quad (5-6-21)$$

其中 c 为海水声速， V_x 、 V_y 、 f_0 分别为目标速度在 x 轴、 y 轴的分量与辐射的固定频率。方位量测为

$$B = \arctan \frac{x}{y} \quad (5-6-22)$$

在直角坐标下，可以得到观测方程

$$\mathbf{H}\mathbf{X} = \mathbf{Z} \quad (5-6-23)$$

$$\mathbf{H}_k = \begin{pmatrix} H_k^B \\ H_k^f \end{pmatrix}, \quad \mathbf{Z}_k = \begin{pmatrix} z_k^B \\ z_k^f \end{pmatrix}, \quad k=1,2,3,\dots \quad (5-6-24)$$

由式（5-6-21）可以得到量测向量：

$$\begin{cases} \mathbf{H}_k^f = (0 & 0 & \sin B_k & \cos B_k & c f_k) \\ Z_k^f = c \end{cases} \quad (5-6-25)$$

同样，根据方位量测，可以得到量测向量：

$$\begin{cases} \mathbf{H}_k^B = (\cos B_k & -\sin B_k & 0 & 0 & 0) \\ Z_k^B = 0 \end{cases} \quad (5-6-26)$$

其中 f_k 为 k 时刻量测的频率， B_k 为 k 时刻量测的方位。

对式（5-6-23）利用最小二乘参数估计方法可解得：

$$\mathbf{X} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{Z} \quad (5-6-27)$$

则可解得目标的运动要素。

定理 1: 系统在 $[t_0, t_1]$ 是可测的，当且仅当对于任意一个非零向量 \mathbf{V} ，总存在着 $t \in [t_0, t_1]$ ，使得 $\mathbf{H}(t)\Phi(t)\mathbf{V} \neq 0$ ，其中 $\Phi(t)$ 为状态转移矩阵。

定理 2: 上述定理的逆命题可表述为，系统在 $[t_0, t_1]$ 是可测的，当且仅当 $\mathbf{H}(t)\Phi(t)\mathbf{V} = 0$

成立时，必有 $V=0$ 。

以相对态势观测系统为例，假设存在一个非零常向量 $V=(\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4, \xi_5)^T$ ，使得 $H(t)\Phi(t)V=0$ ，等价的线性方程组如下：

$$\begin{cases} \xi_1 \cos B_k - \xi_2 \sin B_k = 0 \\ \xi_3 \sin B_k + \xi_4 \cos B_k + \xi_5 c f_k = c \end{cases} \quad (5-6-28)$$

对上式第二个公式求导，得

$$\xi_3 \cos B_k \cdot B'_k - \xi_4 \sin B_k \cdot B'_k = 0 \quad (5-6-29)$$

由假设可知，目标方位角不恒等，即 $B'_k \neq 0$ ，则可以得到

$$\xi_3 = \xi_4 = 0 \quad (5-6-30)$$

代入式中可得： $\xi_5 = 0$ ，同样可以求得

$$\xi_1 = \xi_2 = 0 \quad (5-6-31)$$

综上可得， $V=(\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4, \xi_5)^T=(0,0,0,0,0)^T$ ，与假设矛盾。因此，根据定理可得观测器的测量方位不为常数的情况下，系统是可观测的。

现列举几种典型态势的仿真情况及统计结果，如图 5-19～图 5-20 所示。

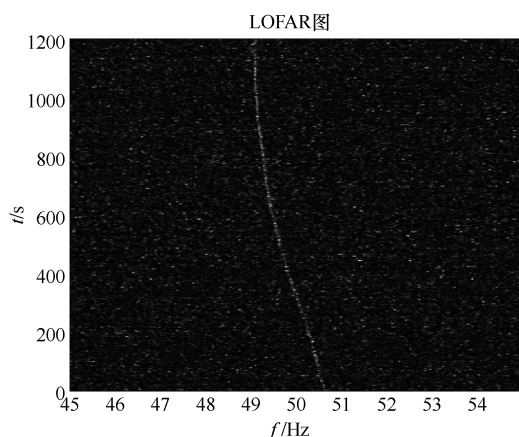


图 5-19 跟踪波束输出 LOFAR 谱

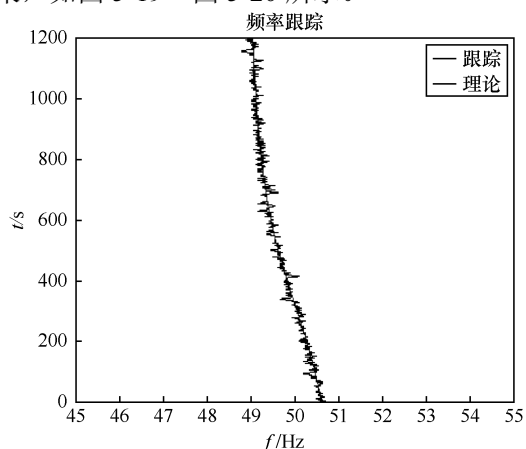


图 5-20 基于时域信号提取的目标线谱

不同目标初距、航速、航向，解算的各要素误差曲线如图 5-21～图 5-24 所示。

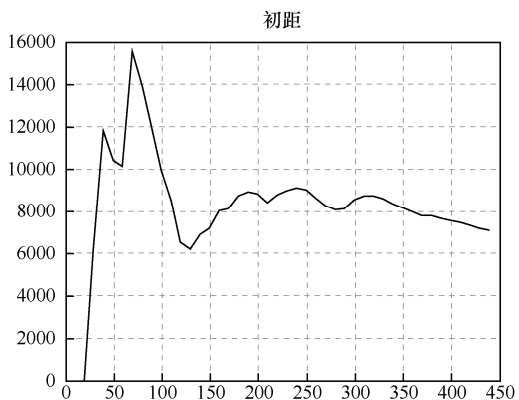


图 5-21 解算的目标初距结果

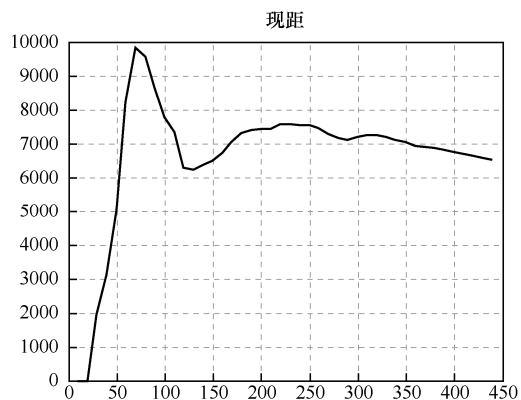


图 5-22 解算的目标现距结果

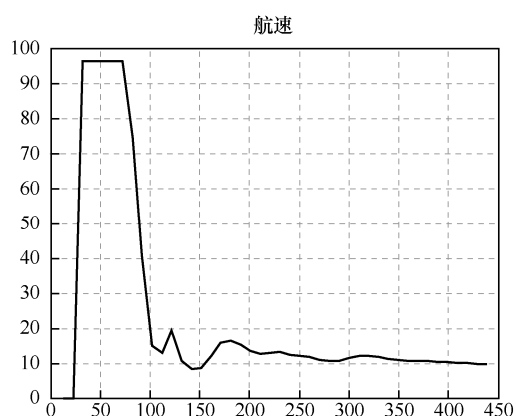


图 5-23 解算的目标航速结果

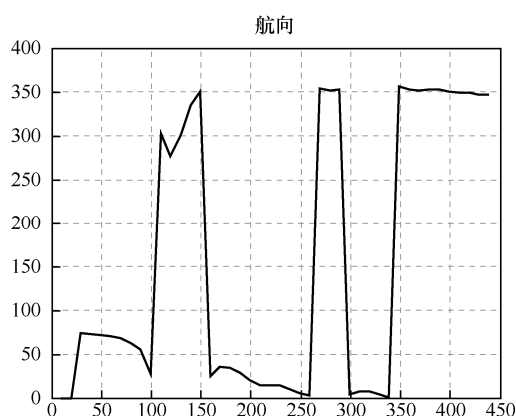


图 5-24 解算的目标航向结果

2. 基于干涉结构的目标运动要素解算技术

多数情况下目标离最近通过点较远，可以认为在基阵的远场，假设双阵（元）的间距为 d ，以双阵（元）的中心为参考点，目标的方位为 θ （以阵轴方向为零度），目标的水平距离为 r ， $r \gg d$ ，假设目标做匀速直线运动（在观察的时间段内假设是合理的），规定其航迹的延长线与 x 轴正向的夹角为其航向角 φ ，双阵（元）的中心到该延长线的垂直距离为最近通过距离 r_0 ，相应的时刻为最近通过时刻 t_0 ，测距原理^[23-25]几何图如图 5-25 所示。

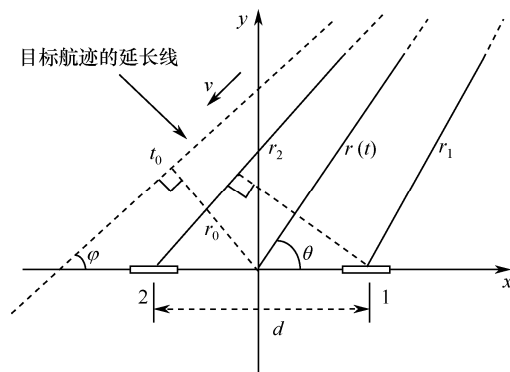


图 5-25 距原理几何图

结合声传播模型、目标到达两声呐的距离差与等效声中心的间距，从物理上推导波导不变量与距离、干涉条纹频率的关系，通过短时傅里叶变换（STFT）可以分别获得两声呐阵的 LOFAR 图。一个函数的 Radon 变换是该函数沿包含该函数的平面内的一族直线的线积分，采用 Radon 变换将干涉条纹的频率时间历程（二维矩阵图像数据）转换到参数空间，对参数空间的数据利用二维数组全局极值搜索算法搜索在参数空间的极大值，将双阵的两个极值通过反变换获取两条干涉条纹频率序列，通过对谱历程图进行 Hough 变换，在由 β 、 r_0/v 组成的二维参数空间中全局寻最大值，从中可提取波导不变量的具体值，在浅海， β 可近似取 1。

在完成 β 、干涉条纹频率提取后,联合目标方位信息依据公式可实时估计目标距离,依据目标距离、方位可完成目标运动要素解算;依据探测到目标的时刻,设定初始参考时刻,在某一短时间窗内估计某一时刻与参考时刻干涉频率的比值,当目标处于远距离处,声传播满足远场平面波假设,不直接利用两阵元干涉条纹频率数值,而是以各阵元干涉条纹频率相对参考时刻的频率变化作为统一的变量,依据各变量所表示的物理意义研究基于双频率相对变化量的目标距离估计新模型,之后依据目标距离、方位可完成目标运动要素解算,同步克服双阵干涉条纹不易匹配的问题^[26]。

将这 3 个参数直接引入到目标运动要素解算的公式中,减少中间计算环节由于误差舍入引起的计算误差对目标运动要素解算的影响,研究基于多个变量的目标跟踪模型,将时间窗的概念引入进来,实际运算时依据经验设定合适的时间窗,以增加算法的稳健性并减少随机误差的影响,同时长时间的积累有利于提高各种参数估计精度,有望缩短要素收敛时间。下面通过两种算法分别介绍。

算法 1: 目标相对于两阵(元)的距离差约为

$$\Delta r \approx d \cos \theta \quad (5-6-32)$$

$$r = \beta f \frac{\Delta r}{\Delta f} \quad (5-6-33)$$

通过 STFT 可以分别获得两阵(元)的 LOFAR 图,用 Radon 变换提取对应干涉条纹的频率时间历程 $f_1(t)$ 和 $f_2(t)$, 则

$$f = (f_1 + f_2)/2 \quad \Delta f = f_1 - f_2 \quad (5-6-34)$$

将上式代入式 (5-6-33), 即得到目标距离的估计:

$$r = \frac{1}{2} \beta f \frac{f_1 + f_2}{f_1 - f_2} \cos \theta \quad (5-6-35)$$

其中, θ 可以用互相关器或互谱处理器等传统测向方法获得。

设未知向量 $\mathbf{X} = (x_{mj}, y_{mj}, V_{mx}, V_{my})^T$, 其中 (x_{mj}, y_{mj}) 为目标在 $t_j (t_0 \leq t_j \leq t_{n-1})$ 时刻的位置坐标, V_{mx}, V_{my} 分别为目标速度向量在正东方向和正北方向上的投影。再设目标在 t_k 时刻的位置坐标为 (x_{mk}, y_{mk}) , 易见:

$$x_{mk} = x_{mj} + V_{mx} (t_k - t_j) \quad (5-6-36)$$

$$y_{mk} = y_{mj} + V_{my} (t_k - t_j), \quad k = 0, 1, \dots, n-1$$

$$x_{mk} = x_{wk} + r_k \sin B_k \quad (5-6-37)$$

$$y_{mk} = y_{wk} + r_k \cos B_k, \quad k = 0, 1, \dots, n-1$$

构造性能函数

$$J(x_{mj}, y_{mj}, V_{mx}, V_{my}) = \sum_{k=0}^{n-1} \left[(x_{mj} + V_{mx} \cdot \Delta t_k - x_{mk})^2 + (y_{mj} + V_{my} \cdot \Delta t_k - y_{mk})^2 \right] \quad (5-6-38)$$

其中 $\Delta t_k = t_k - t_j$ 。由 $\frac{\partial J}{\partial \mathbf{X}} = 0$ 可得

$$\begin{pmatrix} n & \Sigma \Delta t_k \\ \Sigma \Delta t_k & \Sigma \Delta t_k^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{mj} \\ V_{mx} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Sigma(x_{wk} + \frac{1}{2} \beta d \frac{f_{1k} + f_{2k}}{f_{1k} - f_{2k}} \cos q_w \sin B_k) \\ \Sigma \Delta t_k (x_{wk} + \frac{1}{2} \beta d \frac{f_{1k} + f_{2k}}{f_{1k} - f_{2k}} \cos q_w \sin B_k) \end{pmatrix} \quad (5-6-39)$$

$$\begin{pmatrix} n & \Sigma \Delta t_k \\ \Sigma \Delta t_k & \Sigma \Delta t_k^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} y_{mj} \\ V_{my} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Sigma(y_{wk} + \frac{1}{2} \beta d \frac{f_{1k} + f_{2k}}{f_{1k} - f_{2k}} \cos q_w \cos B_k) \\ \Sigma \Delta t_k (y_{wk} + \frac{1}{2} \beta d \frac{f_{1k} + f_{2k}}{f_{1k} - f_{2k}} \cos q_w \cos B_k) \end{pmatrix} \quad (5-6-40)$$

分别求解式 (5-6-39)、式 (5-6-40) 即可得到 \mathbf{X} 。

算法 2: 若以 t_g 时刻为参考时刻, 则两 LOFAR 图上的干涉条纹可分别表示如下:

$$\left(\frac{f_1}{f_{g1}} \right)^{1/\beta} = \frac{r_1}{r_{g1}} = 1 + \frac{\Delta r_1}{r_{g1}}, \quad \Delta r_1 = r_1 - r_{g1} \quad (5-6-41)$$

$$\left(\frac{f_2}{f_{g2}} \right)^{1/\beta} = \frac{r_2}{r_{g2}} = 1 + \frac{\Delta r_2}{r_{g2}}, \quad \Delta r_2 = r_2 - r_{g2} \quad (5-6-42)$$

若目标较远, 即 d/r_1 远小于 1, d/r_2 远小于 1, 到达两个阵的声路径可以看作是平行的, 则有:

$$\Delta r_1 \approx \Delta r_2 \approx vt = \Delta r \quad (5-6-43)$$

且

$$r_{g2} \approx r_{g1} + d \cos(\theta) \quad (5-6-44)$$

可得算法 2 的测距公式为

$$r_{g1} = \frac{d \cos(\theta) [(f_2/f_{g2})^{1/\beta} - 1]}{(f_1/f_{g1})^{1/\beta} - (f_2/f_{g2})^{1/\beta}} \quad (5-6-45)$$

其中, $f_1 = f_1(t)$, $f_{g1} = f_1(t_g)$, $f_2 = f_2(t)$, $f_{g2} = f_2(t_g)$, $r_{g1} = r_1(t_g)$, 时间窗起始时刻为 t_g , 时间窗为 $[t_g, t]$ 。

由 $\frac{\partial J}{\partial \mathbf{X}} = 0$ 可得:

$$\begin{pmatrix} n & \Sigma \Delta t_k \\ \Sigma \Delta t_k & \Sigma \Delta t_k^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{mj} \\ V_{mx} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Sigma(x_{wk} + d \frac{[(f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta} - 1]}{(f_{1k}/f_{g1k})^{1/\beta} - (f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta}} \cos q_w \sin B_k) \\ \Sigma \Delta t_k (x_{wk} + d \frac{[(f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta} - 1]}{(f_{1k}/f_{g1k})^{1/\beta} - (f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta}} \cos q_w \sin B_k) \end{pmatrix} \quad (5-6-46)$$

$$\begin{pmatrix} n & \Sigma \Delta t_k \\ \Sigma \Delta t_k & \Sigma \Delta t_k^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} y_{mj} \\ V_{my} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Sigma(y_{wk} + d \frac{[(f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta} - 1]}{(f_{1k}/f_{g1k})^{1/\beta} - (f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta}} \cos q_w \cos B_k) \\ \Sigma \Delta t_k (y_{wk} + d \frac{[(f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta} - 1]}{(f_{1k}/f_{g1k})^{1/\beta} - (f_{2k}/f_{g2k})^{1/\beta}} \cos q_w \cos B_k) \end{pmatrix} \quad (5-6-47)$$

分别求解式 (5-6-46)、式 (5-6-47) 即可得到 \mathbf{X} 。基于干涉结构的的目标运动要素解

算的仿真结果如图 5-26～图 5-27 所示。

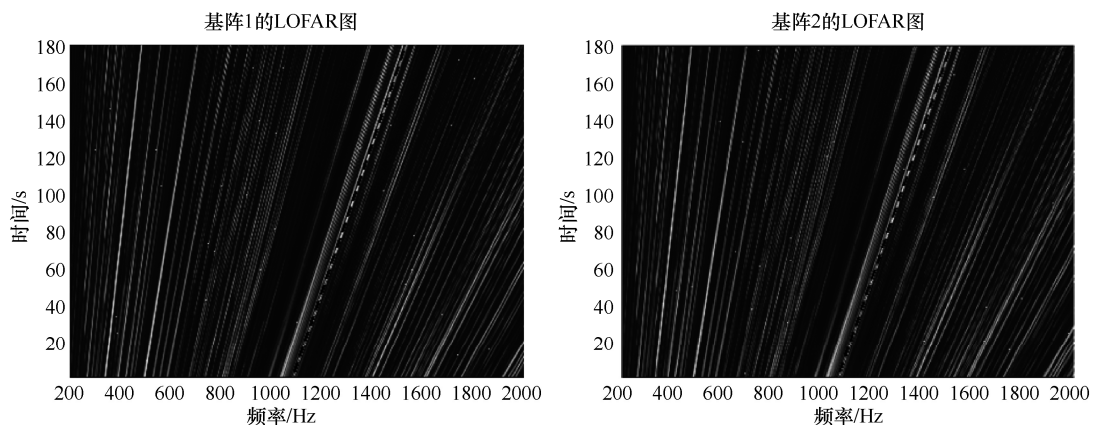


图 5-26 干涉条纹提取结果

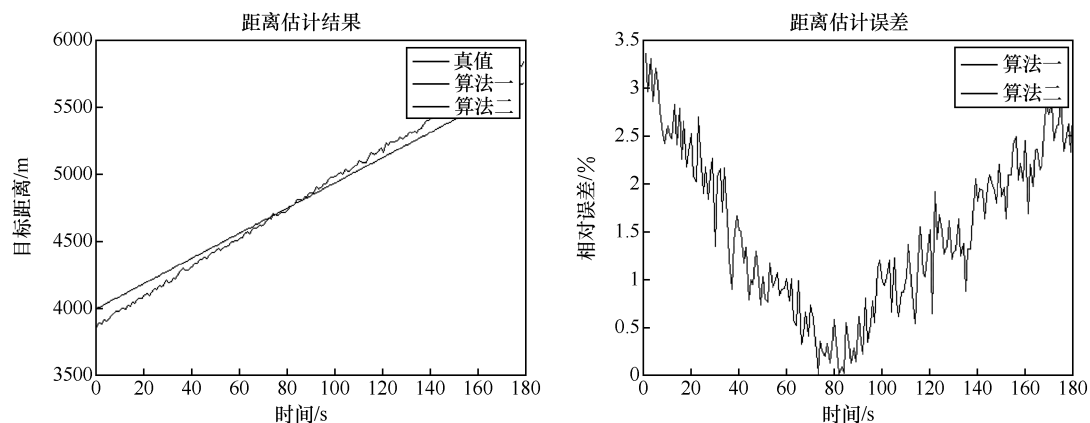


图 5-27 距离计算结果及误差

5.6.4 基于声呐阵元信号的目标运动要素解算技术

1. 时空综合 (STI) 被动定位

时空综合被动定位方法是对传统的方位/频率目标运动分析方法的一种改进,该方法直接以声呐阵元信号作为运动参数估计的输入,通过一段时间内短时空谱的动态合成和谱峰的自动搜索,获得目标参数估计。

目标的辐射噪声信号(由宽带连续谱信号、调制谱信号和单频线谱信号组成)在观测时间内的平均时空谱(FRAZ 谱)可表示为^[27]

$$\langle B(\theta) \rangle = \sum_{k=1}^K B_k(f_k, \cos \beta_k) = \sum_{k=1}^K b_k b_k^* \quad (5-6-48)$$

其中 $b_k = \sum_{m=0}^{M-1} \sum_{n=0}^{N-1} w_h(m) w_f(n) H^k(m, n) \exp \left[-j2\pi f_k \left(\frac{n}{f_s} + \frac{md \cos \beta_k}{c} \right) \right]$, $B_k(f_k, \cos \beta_k)$ 为第 k 时刻的短时谱, b_k 相当于水听器数据的二维傅里叶变换,“*”表示取共轭。式(5-6-48)中的 w_h 、

w_f 分别为空间、时间窗函数，现为矩形窗。 $H^k(m,n)$ 为第 m 个水听器的输出， M 为基元总数。在观测时间内，将数据分为 K 组，每组数据长度为 N 。 f_s 为采样频率， c 为水中声速， d 为水听器间距，取坐标原点为参考点，则第 m 个基元相对于参考点的声程差可表示为 $md \cos \beta_k$ 。

若以 (x_k, y_k) 代表目标 t_k 时刻的位置， (v_x, v_y) 为目标相对于接收阵的运动速度， f_0 为目标静止时的信号频率， r_k 是 t_k 时刻的目标位置坐标和径向距离，则下述关系式成立：

$$f_k = f_0 \left(1 - \frac{v_x x_k + v_y y_k}{r_k c} \right) \quad (5-6-49)$$

$$\cos \beta_k = x_k / r_k \quad (5-6-50)$$

给定一个目标运动参数矢量 \hat{p} ，就对应着一条假想的目标轨迹。对假想轨迹上每一点计算对应的频率和方位值 $(f_k, \cos \beta_k)$ ，之后由式 (5-6-48) 计算短时谱 B_k ，所有的 B_k 相加，即得到整个观测时间内的合成功率谱。当假想轨迹的频率、方位值 $(f_k, \cos \beta_k)$ 与实际目标信号的频率、方位值吻合时，合成功率谱 $\langle B(p) \rangle$ 达到最大值。对应的矢量 \hat{p} 就是目标参数的估计值。这就是 STI 的原理，图 5-28 给出了算法的一条搜索路径。

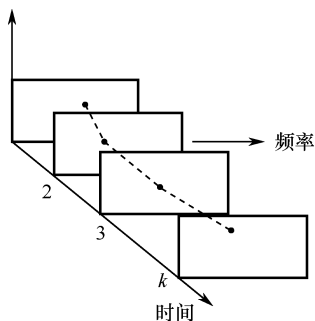


图 5-28 方位—频率谱在时间上搜索路径

常规的 TMA 算法比如方位—频率法需要从声呐的输出端获取接收信号频率序列 f_k 和方位序列 $\cos \beta_k$ ，以此作为解要素算法的输入，这便不可避免地会遇到诸如谱峰的检测和跟踪等信号处理难点，尤其当目标信号信噪比较低或由于传输信道影响造成某段时间的信号衰落的情况下，上述困难更为突出。而 STI 法直接以水听器接收信号 $H^k(m,n)$ 作为算法的输入，无须获取信号频率与方位序列，避免了上述困难。

STI 法既是一种目标检测方法，又是一种目标定位方法，即 STI 是融合目标检测与定位为一体的方法^[28]。STI 法在时间积累的过程中，始终沿着假定的目标“航迹”进行，目标信号的频率以及目标方位都随时间变化，因此不受波束宽度以及分辨率的影响，其积分时间可以是整个的观察时间，这个时间从几分钟到几小时不等，这样可以获得较常规信号处理更大的时间增益，从而提高了对弱目标的检测能力。同时定位方法通过对许多假设“航迹”进行优化搜索，找出使时空积分谱输出最大的“航迹”，就可以确定目标的距离、方位、速度等要素，从而完成对目标的定位工作。因此从原理上可以看出，无论目标是否机动，只要目标和本艇之间存在相对运动，并且获得的时间增益足够大，则利用 STI 都可对目标进行定位。

当目标匀速直线运动时,可假设目标的运动参数矢量 $\mathbf{p}=(D_0, B_0, D_n, B_n, f_0)$, 其中 D_0, B_0 表示目标的初始距离和方位, D_n, B_n 表示目标运动轨迹终点的距离和方位。

此时目标初始位置点坐标为

$$\begin{cases} x_0 = D_0 \sin B_0 \\ y_0 = D_0 \cos B_0 \end{cases} \quad (5-6-51)$$

目标最终位置点坐标为

$$\begin{cases} x_n = D_n \sin B_n \\ y_n = D_n \cos B_n \end{cases} \quad (5-6-52)$$

目标相对于阵的运动速度为

$$\begin{cases} v_x = (D_n \sin B_n - D_0 \sin B_0) / t_n \\ v_y = (D_n \cos B_n - D_0 \cos B_0) / t_n \end{cases} \quad (5-6-53)$$

目标 t_k 时刻的位置坐标为

$$\begin{cases} x_k = D_0 \sin B_0 + v_x t_k \\ y_k = D_0 \cos B_0 + v_y t_k \end{cases} \quad (5-6-54)$$

目标的径向距离为

$$r_k = \sqrt{x_k^2 + y_k^2} \quad (5-6-55)$$

从目标运动矢量 $\mathbf{p}=(D_0, B_0, D_n, B_n, f_0)$ 来看, 假想的目标轨迹为一条直线, 即假定目标为匀速直线运动。接下来对假定的目标轨迹上每一点 (x_k, y_k) 计算对应的频率和方位值 $(f_k, \cos \beta_k)$, 之后由式 (5-6-48) 计算出短时谱 B_k , 所有的 B_k 相加, 即得到整个观测时间内的合成功率谱。当假想轨迹的频率、方位值 $(f_k, \cos \beta_k)$ 与实际目标信号的频率、方位值吻合时, 合成功率谱 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$ 达到最大值。对应的矢量 $\hat{\mathbf{p}}$ 就是目标参数的估计值, 从而实现了匀速直线运动目标的跟踪与定位。

2. STI 算法的快速实现

利用传统的波束形成和线谱提取方法, 可以来粗略地估计目标的方位 (包括初始方位) 和线谱频率。获取这两个参数一方面为了和后面将要采用的优化方法计算的相应要素比较以验证其正确性, 另一方面可以缩小算法对目标方位和线谱频率的搜索范围, 这样做带来的好处不仅仅是减小运算量和提高精度, 而且可以提高算法的收敛率。

由于目标函数 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$ 的运算量很大, 所以我们必须考虑时空谱快速计算的实现。考虑到对于每一条假想的目标轨迹都要计算 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$, 这一过程要做 $K \cdot M \cdot N + K$ 次乘法以及 $K[M(N-1) + M-1] + K-1$ 次加法, K 和 N 一般为 10^2 数量级, 基元数 M 为数十个, 优化算法在搜索过程中要计算很多条假想轨迹的 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$, 一般为 10^4 数量级, 可见, 运算量是惊人的。为了提高计算效率, 必须寻求 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$ 的快速算法。

观察式 (5-6-48) 的内层求和, 实际上就是对接收信号 $H^k(m, n)$ 计算频率 f_k 处的傅里叶变换, 令

$$R_m^k(f_k) = \sum_{n=0}^{N-1} w_f(n) H^k(m, n) \exp\left(-j2\pi f_k \frac{n}{f_s}\right) \quad (5-6-56)$$

则

$$R_m^k(f_k) = \sum_{n=0}^{N-1} r_m^k(n) \exp\left(-j2\pi f_k \frac{n}{f_s}\right) \quad (5-6-57)$$

用 f 替代 f_k ，则有

$$R_m^k(f) = \sum_{n=0}^{N-1} r_m^k(n) \exp\left(-j2\pi f \frac{n}{f_s}\right) \quad (5-6-58)$$

可见， $R_m^k(f)$ 是序列 $r_m^k(n)$ 的傅里叶变换，可用 FFT 计算各离散频率点上 $R_m^k(f)$ 的值。在离散频率点上取与 f_k 最接近的值记为 $[f_k]$ ，则 $R_m^k(f_k)$ 可近似为 $R_m^k([f_k])$ ：

$$b_k \approx \sum_{n=0}^{N-1} w_h(m) R_m^k([f_k]) \exp\left(-j2\pi f_k \frac{md \cos \beta_k}{c}\right) \quad (5-6-59)$$

因此，在用优化算法搜索之前，预先制出 FFT 表，之后根据优化算法搜索到假想轨迹 \mathbf{p} ，计算相应的频率 f_k 和方位 $\cos \beta_k$ ，根据 f_k 查 FFT 表得到 $R_m^k([f_k])$ ，将这 3 个量代入上式即可求得 b_k ，从而求得 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$ 。由于对每条搜索到的假想轨迹不必重新计算 $R_m^k(f)$ ，可大大减少运算量，仿真实验表明该算法可提高 6~10 倍的计算速度。由于频率 f_k 的离散化，带来了功率谱 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$ 的计算误差，为了减少误差的影响，进行 FFT 计算时，必须有足够高的频率分辨率，这意味着在采样频率一定的情况下，要增大 FFT 点数，这一方面会导致运算量增大，另一方面 FFT 表将占据很大的计算机存储空间。一种简单的方法^[29]是，在频率 f_k 附近对功率谱 $\langle B(\mathbf{p}) \rangle$ 作插值，这样既可保证一定的频率分辨率，又可减小计算量。

5.7 会聚区目标定位与跟踪

深海会聚区现象由 Ewing 和 Worzel 在 1947 年首次公开，由于会聚区定位跟踪在深海作战中的重要性，在此后的 15 年曾一度被列为国家机密信息。根据 Hale 的描述^[30]（1961 年），从海面附近声源发出的声波在深海中折射并发生反转，约在 30~35 海里以外的范围折回海面，形成几公里宽的环带状高声强区域，即为会聚区。鉴于深海会聚区现象对声呐系统远程探测带来的优势，20 世纪 70 年代初，国外许多国家，尤其是美国、俄罗斯、法国等发达国家，都将潜艇远程及超远程水下探测、定位跟踪研究放在特别重要的位置，并已在水下超远程声传播理论和实验研究方面取得了令人瞩目的进展。1973 年，在美国海军的“远距离声学传播工程(LRAPP)”项目的支持下，美国开展了会聚区预报研究，J. B. Hersey 开发了 FACT 预报模型，并应用于 ASRAPs 系统。1974 年，为了进一步提高声呐设备的远距离探测性能，美国海军在 AN/SQS-26CX 声呐基础上改进的 AN/SQS-53 声呐应运而生，于此同时，潜用 AN/BQQ-5 声呐也得到装备，该声呐的一个重要的工作方式就是深海会聚区方式，利用深海声道会聚区效应可达第一会聚区探测距离，并将声呐系统获得的目标数据直接输送到指控系统，使潜艇对目标的探测、跟踪能力得到了突破性的提高。

因此利用深海会聚区现象实现远程探测已成为声呐最重要的工作方式之一，由于深海

会聚区宽度较窄，声呐稳定跟踪的时间较短且方位误差较大，难以实现较高精确度的目标定位和运动参数估计。然而，在这样的远距离上，估计会聚区目标的运动参数，对于辅助潜艇指挥员尽早进行战场态势估计、威胁判断乃至攻防决策都具有重要的意义。

5.7.1 会聚区形成机理

深海声道也被称为 SOFAR (Sound Fixing and Ranging) 声道，发生会聚的基本条件是声源必须位于深海声道内，存在以水平方向折射离开声源的声线。在深海声道轴之下的深海等温层中，声速随水深缓慢增加，在某一深度达到与声源处声速相等的量值，这一深度称为临界深度（或共轭深度）；在临界深度以下，声速超出临界深度声速的量值称为声速余量。形成会聚区的另一个重要条件就是要有足够的声速余量为声线反转提供充分的深度空间，否则声波将与海底发生交互作用，使声能迅速衰减^[31]。

会聚区现象可由声线图进行简单的解释。考虑图 5-29 所示的声速剖面，若发射深度位于 z_1 ，相应的声速 $c_1 < c_H$ ，则有声源出射的角度 $|\theta_1| < \arccos(c_1/c_H)$ 的声线能够被保留在声道内不经受界面的反射损失。在图 5-7-1 中， $A_1, A_2, \dots, B_1, B_2, \dots$ 这些区域将形成影区，强度相对较弱；而 $C_1, C_1', C_2, C_2', \dots$ 为能量集中区域，称之为第一会聚区、第二会聚区等。从图中可以看出，会聚区的宽度随着会聚区序号的增加而增加。

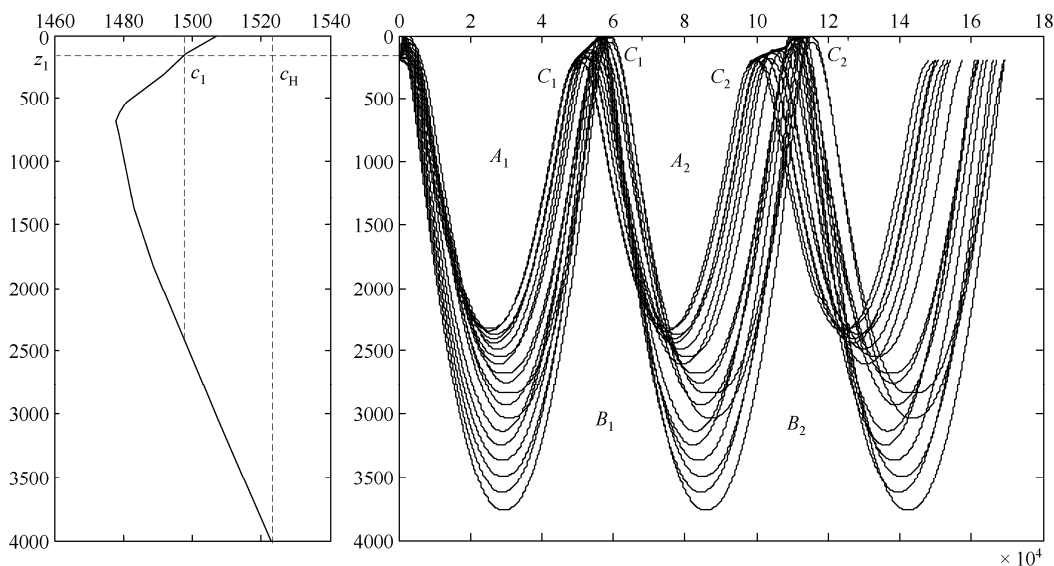


图 5-29 深海声道声线图与焦散线结构

射线理论可很好地解释会聚现象出现的原因，现用简正波方法解释声场会聚现象。考虑相干声场，水平方向的声场起伏由简正波相互的干涉决定，简正波的干涉跨度由式 (5-7-1) 决定：

$$\lambda_{mn} = \frac{2\pi}{k_m - k_n} \quad (5-7-1)$$

设在某一号段内相邻简正波的波数差能够保持相对稳定的常数：

$$k_{m+1} - k_n \approx \text{const} \quad (5-7-2)$$

当上式条件满足时，这一号段简正波具有相同的干涉跨度，当水平距离 $r = N\lambda_{n,m+1}$ 时，简正波同相叠加，出现会聚现象^[32]。

5.7.2 会聚区参数计算

会聚区距离是指在会聚区中，声强随距离变化出现最大值时对应的距离。会聚区宽度定义为声强较最大值下降 3 dB 所对应的两个距离之差。为更好地实现会聚区距离和会聚区宽度的预报，需要研究两个参数随深度、频率和距离的变化规律。

这里需要说明的是，会聚区宽度的定义仅仅是一个相对的概念，即相比声功率最大值点，功率下降至其一半所对应的宽度。而在实际应用中，被动声呐刚好能检测到目标时，各参数满足被动声呐方程

$$SL - TL - (NL - DI) = DT \quad (5-7-3)$$

式中 SL 表示目标声源级，TL 代表刚好检测到目标时对应的声传播损失，NL 表示声呐处的背景噪声级，DI 和 DT 分别表示声呐的指向性指数和检测阈。声呐的优质因数定义为

$$FOM = TL(r_{\max}) = SL + (NL - DI) - DT \quad (5-7-4)$$

优质因数的意义是：声源发出的声波 SL，经过传播衰减 FOM（即 $TL(r_{\max})$ ）后，声呐刚好能检测到该目标。从式（5-7-4）可以看出，SL 越大，FOM 也越大，声呐作用距离一般会更远。而对于汇聚区目标，如图 5-30 所示，当 FOM 变化时，实际的会聚区宽度会随之发生变化。

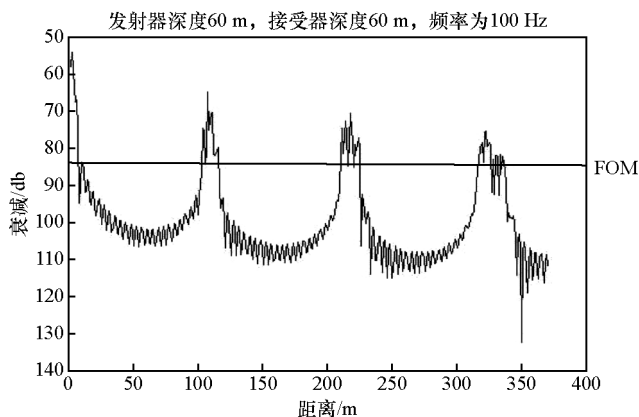


图 5-30 FOM 对会聚区宽度的影响

根据前面的分析，对会聚区的距离和宽度的特点进行简单的分析，具体如下：

(1) 会聚区随距离的增加周期性地出现，会聚区宽度随着其号数增加而增加。

(2) 在较浅深度范围（约 200 m 以内），会聚区宽度随深度增加而增加；随着深度继续增加，同一会聚区逐渐分为两个分支，在距离上体现为一个会聚区内有两个峰值，两个峰值的距离随深度增加而增加；深度继续增加，相邻两会聚区的两个分支交汇形成一个会聚区，但距离在声道轴上方两会聚区的中间处。这样的会聚区结构是由于不同号数波导简正波间的干涉。

(3) 非会聚区（暗区）的声强随距离增加衰减很快，也存在深度—距离平面上的干涉结构。这部分干涉结构主要由反射筒正波干涉形成。由于海底和/或海面的反射作用，降低了干涉结构的周期性，但仍有一定的规律。

(4) 随着频率的增加，会聚区宽度略有增加（参考图 5-29）。在会聚区宽度预报时，需要考虑到这个事实。

5.7.3 会聚区目标的跟踪

1. 会聚区目标运动趋势区间估计方法

在纯方位目标运动分析的滤波器工作点漂移算法中，通常取一个固定的旋转角度，表示目标航向的反向延长线上可以找到一个“历史上”的交点，这个交点表示“历史上”的时刻为 $-\tau$ ，方位为 f_0 。从几何上看，这个交点唯一，即 τ 值确定且唯一。

$$\tau = \begin{cases} \frac{d_0 \sin f_0}{v \sin(q_0 + f_0)}, & f_0 < Q_0 \\ \infty, & f_0 = Q_0 \\ \frac{d_0 \sin f_0}{v \sin(q_0 - f_0)}, & f_0 > Q_0 \end{cases} \quad (5-7-5)$$

从公式 (5-7-5) 看，当 f_0 取值不同时， τ 值的大小和符号也在发生变化。在 $f_0 = Q_0$ 时发散，而在两侧符号相反，且当 f_0 在两侧分别趋向于 Q_0 时， τ 趋向于 $\pm\infty$ 。

图 5-31 中给出目标初始舷角 90° ，目标速度 10 m/s，初始距离 50 km 条件下 τ 与 f_0 的关系图。

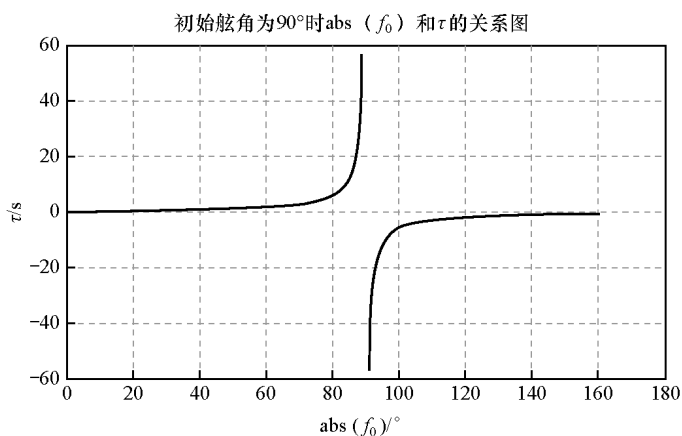


图 5-31 无方位测量误差时 τ 与 $\text{abs}(f_0)$ 的关系图

由图 5-31 可知，在 τ 随 f_0 改变的过程中， Q_0 位置是一个“突变点”或称之为“奇异点”，在 Q_0 附近，随着 f_0 的增大， τ 突然由正无穷变为负无穷。

τ 的这种“突变”特性可以用来估计 Q_0 ，而且具有非常好的估计性能。由于误差的存在，在 Q_0 附近，随着 f_0 的变化， τ 值符号从稳定“ \pm ”变化到稳定的“ \mp ”需要一个 f_0 的变化区间，即 Q_0 的估计区间，这就是区间估计算法的基本思想。

实际上, τ 的这种“突变”特性相当于设计了一个关于 Q_0 的滤波器。该滤波器在其真值附近具有 δ 函数的性质, 即有非常好的滤波特性。如前所述, 在大误差条件下, 最小方差滤波器和最可几分布滤波器对 v 的估计性能较好, 而对 Q_0 的估计性能较差, 综合使用最小方差滤波器或最可几分布滤波器和 τ 的这种“突变”特性刚好可以弥补前两种滤波器的不足, 提高整个滤波器的估计性能。

在实际处理中, 由于方位序列测量噪声的存在, 估计出的 τ 值也必然存在误差。所以在辨别 τ 的突变点时也不应该只凭一个点, 而应该基于概率概念判断其正负, 即按步长不断改变 f_0 的过程中, 若 τ 突然由正值变为负值时, 应在 τ 的该正值点和该负值点附近各取几个点观察 τ 的正负。若在该正值点附近所取的点中 τ 值为正的个数越多, 可认为 τ 在该点为正的“置信度”越高; 反之, 若在负值点附近所取的点中 τ 值为负的个数越多, 可认为 τ 在该点为负的“置信度”越高。这样, 在满足一定的置信度条件下, 总能找到一段区间, 把待估目标运动参数确定在这一区间之内, 并且该区间越大, 置信度必然越高; 该区间越小, 置信度也必然越低。初始舷角 Q_0 的范围确定以后, 通过简单的几何关系, 目标速度与目标初始距离比值的范围也很容易就能确定。

2. 会聚区目标距离估计方法

(1) 利用会聚区宽度、穿越时间和方位变化量的目标运动参数估计。

对于进入会聚区的目标, 从开始跟踪(进入会聚区)开始, 到失去跟踪(离开会聚区)结束, 易于获取目标穿越会聚区的时间 T_c 。若已知会聚区宽度 Δr_c 和方位变化量 ΔB_c , 利用简单几何关系可求得目标相对本艇速度 v 和相对航向 Q_0 分别为

$$v = \sqrt{v_r^2 + v_t^2} \quad (5-7-6)$$

$$Q_0 = \arctan(v_t / v_r) \quad (5-7-7)$$

其中

$$v_r = \Delta r_c / T_c \quad (5-7-8)$$

$$v_t = \Delta B_c \cdot D_0 / T_c \quad (5-7-9)$$

式中, D_0 为由声传播预报给出的第一会聚区距离。

式(5-7-6)~式(5-7-7)预报的误差较大。主要误差来源为会聚区宽度 Δr_c 和方位变化量 ΔB_c 。前者主要由于声源强弱带来的会聚区宽度 Δr_c 预报误差, 后者则因为方位变化量过小, 甚至可能小于方位测量误差, 使得方位变化量难以估计。

(2) 最大可几分布法。

当方位测量误差较大时, 如图 5-32 所示, 较大误差点的比例增加。一个较大方差数据点对总方差的贡献, 需要很多小方差点点的累计来“平滑”, 形成大误差点和小误差点对目标函数的不对等, 且将导致收敛时间变长甚至不收敛。如果不用方差累积, 而是采用误差概率分布的方法, 大误差点和小误差点对目标函数的贡献是相同的。而当待估参数取值满足最可几分布时, 误差的概率分布将取极大值, 这就是最可几分布算法的基本思想。

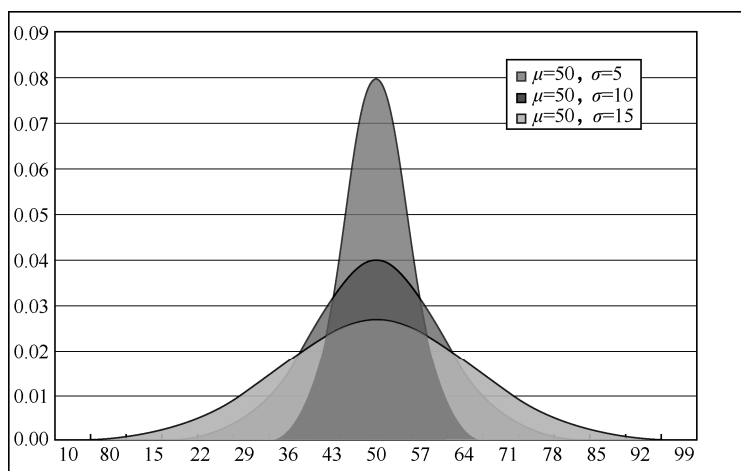


图 5-32 不同方差的高斯分布示意图

最可几分布：对于指定状态的宏观体系，它的各种分布所拥有的微观状态数大小不一，其中必有一种分布所包含的微观状态数最多或出现的概率最大，称为最可几分布。

从测量角度看，不论测量误差服从哪种分布，在真值附近都会出现概率密度的极大值。因此，当误差分布为最可几分布时，待估参数相应值即为估计值。

定义

$$P(\tau, a', b') = \sum_i \phi(\tau, a', b', i) \quad (5-7-10)$$

其中

$$\phi(\tau, a', b', i) = \begin{cases} 1 & \text{若 } |y'_i(\tau) - a'(t_i + \tau) - b'| \leq \Delta b'/2 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (5-7-11)$$

式 (5-7-11) 的含义为：对于给定的 τ, a', b' ，如果点 $y'_i(\tau)$ 与直线 $a'(t_i + \tau) + b'$ 的距离小于或等于 b' 搜索步长的一半，该点计数为 1；否则该点计数为 0。式 (5-7-10) 则对 $y'_i(\tau)$ 所有点的计数进行统计。

当 τ, a', b' 取值适当时， $y'_i(\tau)$ 是有一定随机分布的直线，式 (5-7-11) 中计数为 1 的点应该达到极大值，即

$$[\tau, a', \hat{b}'] = \max_{\tau, a', b'} \{P(\tau, a', b')\} \quad (5-7-12)$$

5.8 机动目标运动要素解算

和平时期，水声目标一般以定向定速方式航行。战时，为了防范和干扰潜艇对其攻击，水声目标一般会采用机动方式进行航行。为便于分析与研究，本节将目标的机动运动轨迹近似为折线运动，并从目标机动检测与目标机动后的运动要素解算两方面进行介绍。

5.8.1 水声目标机动检测

目标机动检测是解决机动目标定位与跟踪问题的关键技术之一。现有的机动检测技术大多将机动检测表示为二元假设检验问题^[33,34]:

$$\begin{aligned} H_0: & u_j = 0, j = 1, \dots, k \\ H_1: & \begin{cases} u_j = 0, j = 1, \dots, m-1 \\ u_j \neq 0, j = m, \dots, k \end{cases} \end{aligned}$$

其中, u 为机动量, m 为机动起始时刻, 在统计学中称之为变化点 (change point)。所以机动检测问题与统计学中的变化点检测 (change point detection)、变换检测 (change detection)、突变检测 (abrupt changes detection) 相对应, 在这方面学术界已有相当深入的研究^[35,36], 其成果可以借鉴到机动检测应用中。

尽管目标机动检测研究已广泛引起学者们的兴趣, 并在多个领域进行了成功应用, 但在水下机动目标跟踪领域却极少提及, 一方面对于水下目标而言, 观测的数据率低、信息量少、误差大等特点, 决定了此类问题的难度; 另一方面由于水下系统的特殊性, 公开发表的论著较少。针对水下探测纯方位机动目标定位与跟踪问题, 文献[37]提出了用于纯方位量测的累积和目标机动检测方法, 文献[38]建立了纯方位机动目标定位与跟踪的体系框架。而纯方位远距离、大误差量测条件下的目标机动检测问题, 难度更大, 需要我们探索研究。

1. 机动检测原理

目标机动检测的任务是解决在目标发生机动后如何快速、准确地检测到此次机动的问题。基于纯方位信息的目标机动检测, 首先需要构造用于检测的统计量, 然后利用各种统计检验方法检测出由于目标机动而引起的统计特征变化。在构造检测统计量时, 可简单地分为两种方式: 一是基于方位序列及其统计特征, 利用变换、预测等手段, 得到推算方位与实测方位的差值序列, 从而构造出目标机动检测统计量; 二是基于量测方位信息, 在目标匀速直线运动假设条件下估计出目标运动参数, 并利用该估计参数或其推算的方位序列的统计特征构造目标机动检测统计量。

(1) 方位预测误差分析。

方位预测误差为观测的方位与从滤波器中得到的一步预测方位之差。设本艇状态

$$X_o(k) = \begin{pmatrix} X_o(k) \\ y_o(k) \\ v_{xo}(k) \\ v_{yo}(k) \end{pmatrix}, \text{ 目标状态 } X_t(k) = \begin{pmatrix} X_t(k) \\ y_t(k) \\ v_{xt}(k) \\ v_{yt}(k) \end{pmatrix}, \text{ 相对状态 } X(k) = X_t(k) - X_o(k) = \begin{pmatrix} X(k) \\ y(k) \\ v_x(k) \\ v_y(k) \end{pmatrix}, \text{ 则}$$

状态方程:

$$X(k+1) = \Phi(k+1, k)X(k) + U(k)$$

其中 $U(k)$ 为系统噪声, 目标量测方位序列为 $\{B(k)\}$, 且 $B(k) = \theta(k) + v(k)$, 其中 $v(k)$ 为量测噪声, $\theta(k)$ 为真实方位, 即

$$\theta(k)=\arctan\left[\frac{x(k)}{y(k)}\right]$$

下面推导方位预测误差，如图 5-33 所示，由 k 时刻的目标状态估计

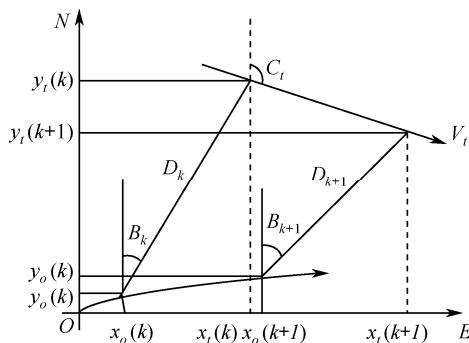


图 5-33 预测方位的推导

$\hat{X}_t(k) = [\hat{x}_t(k), \hat{y}_t(k), \hat{v}_{xt}(k), \hat{v}_{yt}(k)]'$ 求 $k+1$ 时刻的预测方位，有：

$$\tilde{B}(k+1)=\arctan\left[\frac{\tilde{x}(k+1)}{\tilde{y}(k+1)}\right] \quad (5-8-1)$$

其中

$$\begin{aligned} \tilde{x}(k+1) &= \tilde{x}_t(k+1) - x_o(k+1) \\ &= \hat{x}_t(k) + \hat{v}_{xt}(k) \cdot (t_{k+1} - t_k) - x_o(k+1) \\ \tilde{y}(k+1) &= \tilde{y}_t(k+1) - y_o(k+1) \\ &= \hat{y}_t(k) + \hat{v}_{yt}(k) \cdot (t_{k+1} - t_k) - y_o(k+1) \end{aligned}$$

则一步方位预测误差为

$$\Delta B(k+1) = \tilde{B}(k+1) - B(k+1) \quad (5-8-2)$$

为说明在纯方位系统中的方位预测误差的表现形式，这里假设目标只做改变航向的机动，并在机动之后目标速度值保持不变。考虑如图 5-34 所示的 3 种典型态势：

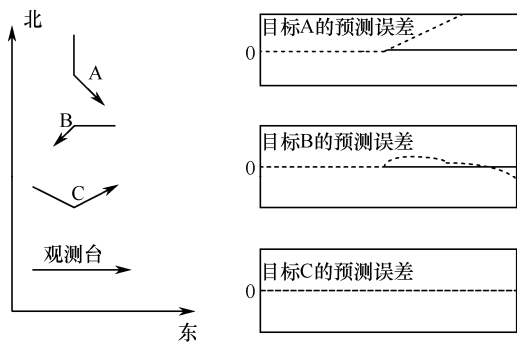


图 5-34 方位预测误差的表征

图 5-34 中有 3 个目标，每个目标在固定的时刻采取 45° 的机动转角。观测平台与目标都保持常速，并假设之前已经满足可观测性条件^[8-10]。右图为方位预测误差的表征，假设

在机动前的方位预测是较精确的，并且机动后的方位预测是在目标没有发生机动的假设下求得的。

目标 A 是一个典型的例子，它的方位预测误差的均值近似线性地从零线偏离。对于目标 B，方位预测误差的序列可以用一个二次函数描述，此外，在机动之后它的符号（正负性）发生了改变，并且当从匀速直线运动的平台上观测时，可以表明方位预测误差序列将会漂移到一个固定的符号上。而对于目标 C，对于这种目标对称机动所得到的预测误差，在匀速直线运动的观测台上可能并不会显而易见地观测到目标机动，除非在目标机动之后本艇也进行一次机动。这就是 3 种典型的目标机动态势的方位预测误差的表征。

(2) 机动检测算法原理。

这里的机动检测算法是基于序列概率比检验^[33,34]（由 Wald 首先提出^[36]）和 CUSUM 探测器机制^[34-40]的。检验的目的就是探测随机变量序列的均值变化。

假设考虑一组相互独立的随机变量 $\{y_k\}_k$ ，其概率密度 $p_\theta(y)$ 仅仅依赖于一个标量参数 θ 。设在 t_0 时刻序列的均值发生转变，在 t_0 时刻前参数 $\theta = \theta_0$ ，在 t_0 时刻后 $\theta = \theta_1 \neq \theta_0$ ，其中 θ_0, θ_1 皆为已知。问题就是要探测在参数中的这种转变，并估计出相应的转变时刻。

这里所采用的方法主要是基于数理统计中的似然比的概念，定义为

$$s(y) = \ln \frac{p_{\theta_1}(y)}{p_{\theta_0}(y)} \quad (5-8-3)$$

这个比率有如下性质：令 $E_{\theta_0}(s)$ 与 $E_{\theta_1}(s)$ 分别表示在分布 p_{θ_0} 与 p_{θ_1} 下的随机变量的期望，则

$$E_{\theta_0}(s) < 0 \text{ 且 } E_{\theta_1}(s) > 0$$

即似然比的期望正负号会随 θ 的转变而改变。

限定观测样本长度（样本容量）为 N ，并且在每段样本（互不重叠）的最后进行一次决策，即检验关于参数 θ 的如下两个假设：

$$H_0: \theta = \theta_0$$

$$H_1: \theta = \theta_1$$

若 H_0 成立，则继续进行采样并检验；若 H_1 成立，则停止采样，表示已经探测到参数的转变。

令 $S_j^k = \sum_{i=j}^k s_i$ 为关于从观测 y_j 到 y_k 的 log 似然比之和，其中 $s_i = \ln \frac{p_{\theta_1}(y_i)}{p_{\theta_0}(y_i)}$ ，并把 s_i 作为充分统计。

对于固定的样本容量 N ，所作出的最优决策 d 为

$$d = \begin{cases} 0 & \text{如果 } S_1^N < h; H_0 \text{ 成立} \\ 1 & \text{如果 } S_1^N \geq h; H_1 \text{ 成立} \end{cases} \quad (5-8-3)$$

终止条件（报警时刻）：

$$t_a = N \cdot \min\{K : d_K = 1\} \quad (5-8-4)$$

其中 h 为适当选取的门限， S_1^N 为决策函数。 K 为样本数，即首次在第 K 个样本（容量为 N ）中出现了决策 $d=1$ ，则报警以示探测到参数的转变。 t_a 即为报警时刻。

例 5-1：设随机变量序列 $\{y_k\}$ 是服从高斯分布的，均值为 μ ，方差为常数 σ^2 。在这种

情况下参数 $\theta = \mu$ 。概率密度为

$$p_{\theta}(y) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(y-\mu)^2}{2\sigma^2}\right] \quad (5-8-5)$$

则充分统计 s_i 为

$$s_i = \ln \frac{p_{\theta_1}(y_i)}{p_{\theta_0}(y_i)} = \frac{\mu_1 - \mu_0}{\sigma^2} \left(y_i - \frac{\mu_1 + \mu_0}{2} \right) \quad (5-8-6)$$

也可以写成

$$s_i = \frac{b}{\sigma} \left(y_i - \frac{\mu_1 + \mu_0}{2} \right) = \frac{b}{\sigma} \left(y_i - \mu_0 - \frac{v}{2} \right) \quad (5-8-7)$$

其中, $v = \mu_1 - \mu_0$ 为转变幅度, 且 $b = \frac{\mu_1 - \mu_0}{\sigma}$ 为信噪比。因此决策函数可以写成

$$S_1^N = \frac{b}{\sigma} \sum_{i=1}^N \left(y_i - \mu_0 - \frac{v}{2} \right) \quad (5-8-8)$$

决策法则定义为

$$d = \begin{cases} 0 & \text{如果 } S_1^N(K) < h \\ 1 & \text{如果 } S_1^N(K) \geq h \end{cases} \quad (5-8-9)$$

其中

$$S_1^N(K) = S_{N(K-1)+1}^{NK}$$

算法流程如下:

- ① 设置 N, h , 并输入 $\{y_k\}, \mu_0, \mu_1, \sigma$ 。
- ② 赋初值 $s_i = 0, S_1^N(K) = S_{N(K-1)+1}^{NK} = 0, K = 0$ 。
- ③ $K = K + 1$, 对 $N(K-1)+1 \leq i \leq NK$, 求 s_i 。
- ④ 计算 $S_1^N(K) = \sum_{N(K-1)+1}^{NK} s_i$ 。
- ⑤ 检验: 若 $S_1^N(K) < h$, 则 $d = 0$, 转③; 否则 $d = 1$, 停止计算, 并输出 $t_a = KN$ 。

渐消记忆的探测器所谓渐消记忆就是对每个数据按指数加权, 使得老的数据所加的权重按指数衰减。因此其决策函数为

$$g_k = \sum_{i=0}^{\infty} \gamma_i \ln \frac{p_{\theta_1}(y_{k-i})}{p_{\theta_0}(y_{k-i})} = \sum_{i=0}^{\infty} \gamma_i s_{k-i} \quad (5-8-10)$$

其中权值 γ_i 是指数形式的, 即

$$\gamma_i = \alpha(1-\alpha)^i, \quad 0 < \alpha \leq 1$$

这里的 α 称为遗忘因子。决策函数可以写成如下的递归形式

$$g_k = (1-\alpha)g_{k-1} + \alpha s_k, \quad \text{其中 } g_0 = 0 \quad (5-8-11)$$

报警时刻为

$$t_a = \min\{k : g_k \geq h\}$$

例 5-2: 设随机变量序列 $\{y_k\}$ 是服从高斯分布的, 均值 μ , 方差为常数 σ^2 。则决策函数为

$$\tilde{g}_k = (1-\alpha)\tilde{g}_{k-1} + \alpha(y_k - \mu_0)$$

其中 $\tilde{g}_0 = 0$ ， \tilde{g}_k 与 g_k 之间的关系如下：

$$\tilde{g}_k = \frac{\sigma^2}{\mu_1 - \mu_0} g_k - \frac{\mu_1 - \mu_0}{2}$$

报警时刻为

$$t_a = \min\{k : |\tilde{g}_k| \geq h\}$$

算法流程如下：

- ① 置 α ， h ，并输入 $\{y_k\}$ ， μ_0 ， σ 。
- ② 赋初值 $\tilde{g}_k = 0$ ， $k = 0$ 。
- ③ 计算 $\tilde{g}_{k+1} = (1 - \alpha)\tilde{g}_k + \alpha(y_{k+1} - \mu_0)$ ，置 $k = k + 1$ 。
- ④ 检验：若 $|\tilde{g}_k| < h$ ，转③；否则停止计算，并输出 $t_a = k$ 。

有限记忆探测：讨论的是对数据信息的另一种记忆方式，即限定每次处理都用最近的 N 个数据，增加一个新数据就去掉一个老数据。决策函数为

$$g_k = \sum_{i=0}^{N-1} \gamma_i \ln \frac{p_{\theta_1}(y_{k-i})}{p_{\theta_0}(y_{k-i})} = \sum_{i=0}^{N-1} \gamma_i s_{k-i} \quad (5-8-12)$$

报警时刻为

$$t_a = \min\{k : g_k \geq h\}$$

例 5-3：设随机变量序列 $\{y_k\}$ 服从高斯分布，均值为 μ ，方差为常数 σ^2 ，则决策函数为

$$g_k = \sum_{i=0}^{N-1} \gamma_i (y_{k-i} - \mu_0)$$

写成递推形式

$$\begin{aligned} g_{k+1} &= \sum_{i=0}^{N-1} \gamma_i (y_{k-i+1} - \mu_0) \\ &= (1 - \alpha) \sum_{i=0}^{N-1} \gamma_i (y_{k-i} - \mu_0) + \gamma_0 (y_{k+1} - \mu_0) - \gamma_{N-1} (y_{k-N+1} - \mu_0) \\ &= (1 - \alpha) g_k + \alpha (y_{k+1} - \mu_0) - \alpha (1 - \alpha)^{N-1} (y_{k-N+1} - \mu_0) \end{aligned}$$

报警时刻为

$$t_a = \min\{k : |g_k| \geq h\}$$

算法流程如下：

- ① 置 α ， h ， N ，并输入 $\{y_k\}$ ， μ_0 ， σ 。
- ② 赋初值 $k = N$ ，计算 $g_k = g_N = \sum_{i=0}^{N-1} \alpha (1 - \alpha)^{N-i} (y_{k-i} - \mu_0)$ 。
- ③ 计算 $g_k = (1 - \alpha)g_k + \alpha(y_{k+1} - \mu_0) - \alpha(1 - \alpha)^{N-1}(y_{k-N+1} - \mu_0)$ ，置 $k = k + 1$ 。
- ④ 检验：若 $|g_k| < h$ ，转③；否则停止计算，并输出 $t_a = k$ 。

卡尔曼滤波新息检测：通常利用新息算法进行目标机动探测，再进行机动后的跟踪。当目标未机动时可以观测到修正增益 EKF (MGEKF) 的方位新息基本符合零均值假设，但是当目标机动时，新息序列就不再接近于零均值。在实际中方位量测是随机噪声干扰的，因此在 KF 中简单地根据新息的变化曲线，难以判断目标是否机动。

这里我们利用滑窗形式的零均值卡方分布归一化后的新息平方序列，进行目标机动检测。即设置检测门限，当以滑窗长度 n 为自由度的服从卡方分布的统计量高于门限时，认为目标机动。

此外，在目标机动检测与识别研究中还可以考虑对人工判断目标已机动信息的利用，即在得到人工输入“目标机动”信息后，进一步识别出更精确的机动时刻。能否利用“高阶项”的量（如方位变化率等）进行累积和检测也值得考虑。

下面引入累积和（Cumulative Sum）算法，将分 3 种不同的形式讨论。首先为直观推导算法（标准的 CUSUM），其次为重复利用序列概率比检验（SPRT），最后为离线统计决策算法。

标准的 CUSUM 检测：从前面的分析可知， \log 似然比 s_k 的典型性质是：在参数转变前是负值，而在转变后为正值。因此，当考虑参数的转变时刻时，相应的信息就存在于 \log 似然比的累积和 S_k 与 S_k 当前的最小值 m_k 的差值中。于是在每个时刻点就可以将这个差值与设置的门限相比较，即决策函数为

$$g_k = S_k - m_k \quad (5-8-13)$$

其中

$$S_k = \sum_{i=1}^k s_i$$

$$s_i = \ln \frac{p_{\theta_1}(y_i)}{p_{\theta_0}(y_i)}$$

$$m_k = \min_{1 \leq j \leq k} S_j$$

g_k 的曲线如图 5-35 所示。

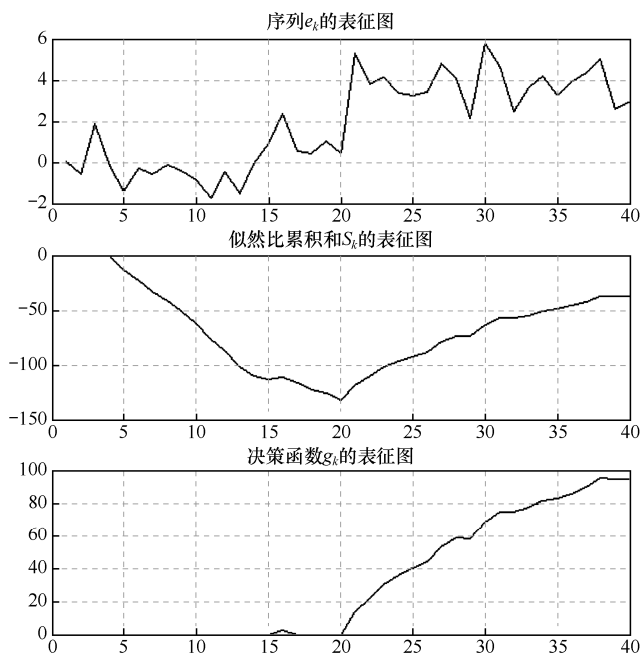


图 5-35 标准的 CUSUM 检测

报警时刻为

$$t_a = \min\{k : g_k \geq h\} \quad (5-8-14)$$

也可以写成

$$t_a = \min\{k : S_k \geq m_k + h\}$$

很显然探测法则就转化为考察累积和 S_k 与一个自适应门限 $m_k + h$ 之间的差值。由于 m_k 是 S_k 的当前最小值, 就使得这个门限不仅是在线的, 而且是对整个历史观测信息的完全记忆。

另外, 若在高斯序列的意义下 $s_i = \ln \frac{p_{\theta_1}(y_i)}{p_{\theta_0}(y_i)} = \frac{\mu_1 - \mu_0}{\sigma^2} \left(y_i - \frac{\mu_1 + \mu_0}{2} \right)$, 就很容易解释 s_k 的符号性质。但实际应用中 μ_1 经常是未知的且为一个变量, 则用估计的近似值代替。

重复利用序列概率比检验: 序列概率比检验 (Repeated Sequential Probability Ratio Test, SPRT) 就是借助于数对 (d, T) 的一种检验方法, 其中 d 为决策法则, T 为报警时刻。因此, SPRT 可定义为

$$d = \begin{cases} 0 & \text{如果 } S_1^T \leq -\varepsilon \\ 1 & \text{如果 } S_1^T \geq h \end{cases} \quad (5-8-15)$$

其中 T 为检验的终止时刻:

$$T = T_{-\varepsilon, h} = \min\{k : (S_1^k \geq h) \cup (S_1^k \leq -\varepsilon)\} \quad (5-8-16)$$

其中 $\varepsilon \geq 0$ 且 $h > 0$ 是选取的合适的门限, S_1^k 为似然比的累积和。那么就可以重复利用 SPRT, 直到采取决策 $d=1$ 。典型的表征曲线如图 5-36 所示。

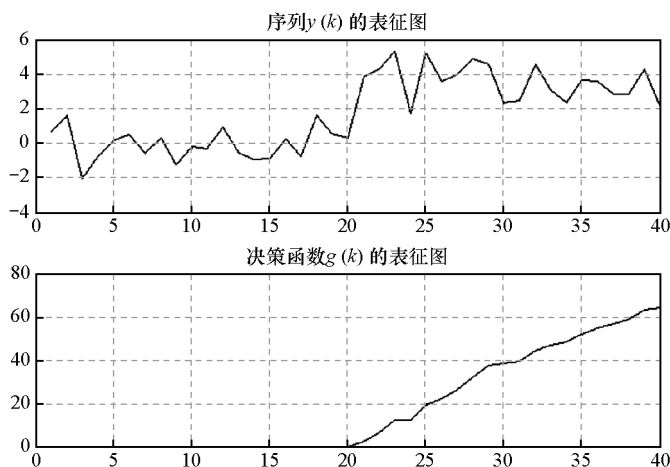


图 5-36 重复利用 SPRT 检测

检测机理: 若采取决策 $d=0$, 则置 $S_1^k = 0$, 并重新利用 SPRT 检验; 当第一次采取决策 $d=1$ 时, 就停止检测并报警, 标志已经探测到参数的转变。

实际上, 下界门限的最优值可取为 $\varepsilon = 0$ 。则相应的决策函数即可写成如下的递归式

$$g_k = \begin{cases} g_{k-1} + \ln \frac{p_{\theta_1}(y_k)}{p_{\theta_0}(y_k)}, & \text{若 } g_{k-1} + \ln \frac{p_{\theta_1}(y_k)}{p_{\theta_0}(y_k)} > 0 \\ 0 & , \text{若 } g_{k-1} + \ln \frac{p_{\theta_1}(y_k)}{p_{\theta_0}(y_k)} \leq 0 \end{cases} \quad \text{其中 } g_0 = 0 \quad (5-8-17)$$

也可写成

$$g_k = (g_{k-1} + s_k)^+ = \sup(0, g_{k-1} + s_k) \quad (5-8-18)$$

终止法则和报警时刻为

$$t_a = \min\{k : g_k \geq h\}$$

另外，决策函数还可以写成如下形式：

$$g_k = (S_{k-N_k+1}^k)^+ \quad (5-8-19)$$

其中

$$N_k = N_{k-1} \cdot 1_{\{g_{k-1} > 0\}} + 1$$

$1_{\{x\}}$ 为 x 的示性函数， t_a 同上。在此式中， N_k 表示每次重启 SPRT 后所用到的观测数，则 g_k 即可解释为是在一个随机宽度的滑窗之上的观测积分。

离线统计决策是从离线的角度，引入关于观测 y_1, \dots, y_k 的假设如下：

对于 $1 \leq j \leq k$, $H_0: \theta = \theta_0$ 当 $1 \leq i \leq k$

$H_j: \theta = \theta_0$ 当 $1 \leq i \leq j-1$

$\theta = \theta_1$ 当 $j \leq i \leq k$

H_0 与 H_j 的似然比

$$\Lambda_1^k(j) = \frac{\prod_{i=1}^{j-1} p_{\theta_1}(y_i) \prod_{i=j}^k p_{\theta_1}(y_i)}{\prod_{i=1}^k p_{\theta_0}(y_i)} \quad (5-8-20)$$

其中 $\prod_{i=1}^0 = 1$ 。因此， \log 似然比为

$$S_j^k = \sum_{i=j}^k \ln \frac{p_{\theta_1}(y_i)}{p_{\theta_0}(y_i)} \quad (5-8-21)$$

当变换时刻 j 未知时，可以利用极大似然估计求出，即得到决策函数：

$$g_k = \min_{1 \leq j \leq k} S_j^k \quad (5-8-22)$$

它与前面的公式相同。也可以写成

$$t_a = \min\{k : \min_{1 \leq j \leq k} S_j^k \geq h\} \quad (5-8-23)$$

现在来考虑对转变时刻 t_0 的估计问题。对决策函数利用 MLE 求出的 t_0 ，就等于使得此决策函数达到最大值时的 j 。对 t_0 的估计可通过下式求出：

$$\hat{t}_0 = t_a - N_{t_a} + 1 \quad (5-8-24)$$

其中 N_{t_a} 表示从估计的转变时刻到报警时刻的采样时间差。

2. 机动检测方法

(1) 基于方位预测的滑窗检测法。

注意到水下目标的速度低（一般小于 16 m/s），在远距离匀速直线运动时其方位变化率相对较小，基本可以视方位序列为线性变化，见图 5-37。

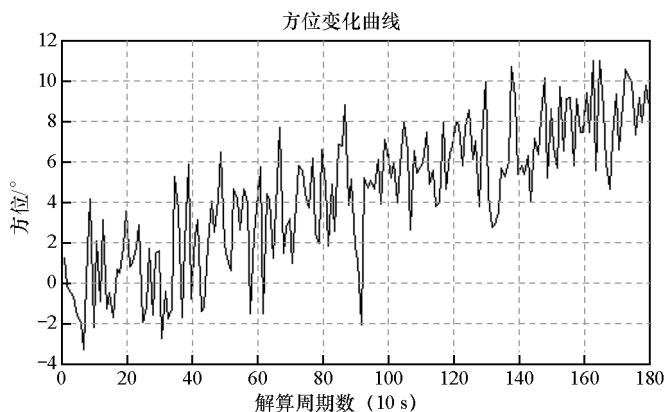


图 5-37 目标匀速直线运动时方位序列表征

但是当目标机动后，方位的这种线性变化规律被破坏，并具有明显的表征，见图 5-38。

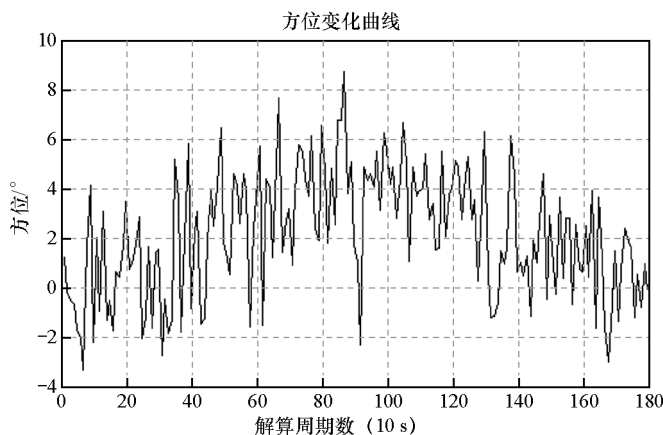


图 5-38 目标在第 900 s 开始转向 60° 机动时的方位序列表征

从图 5-38 中可见，在目标机动后，方位曲线的线性特征发生了明显的转折，并且方位—时间曲线仍具有近似线性特征。于是，可以采用对方位线性预测的方法构造用于机动检测的统计量。

假设在 k 时刻，对量测方位序列 $\{B(i)\}$ ， $i = 0, 1, \dots, k$ 的线性拟合式为

$$Y(i) = a_k(t_i - t_0) + b_k, i = 0, 1, \dots, k \quad (5-8-25)$$

则利用此关系式进行 m 步预测，得到 $k+m$ 时刻的预测方位为

$$\tilde{B}(k+m) = a_k(t_{k+m} - t_0) + b_k \quad (5-8-26)$$

$k+m$ 时刻的方位预测误差为

$$e(k) = \tilde{B}(k+m) - B(k+m) \quad (5-8-27)$$

当目标作匀速直线运动时， $\{e(k)\}$ 近似为零均值的序列，目标机动后其变化特征将发生明显的变化，见图 5-39。然后利用累积和检测方法对序列 $\{e(k)\}$ 进行目标机动检测。

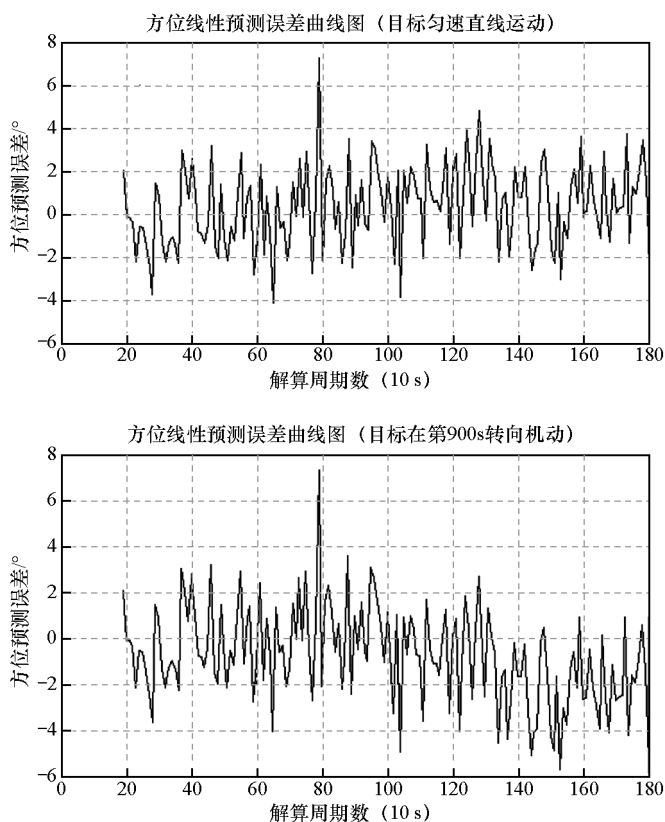


图 5-39 方位线性预测误差在不同情况下的表征

在典型态势下，该方法得到的累积和检测量 g_k 的表征见图 5-40，图中目标在第 90 解算周期（900 s）开始转向 60° 机动。

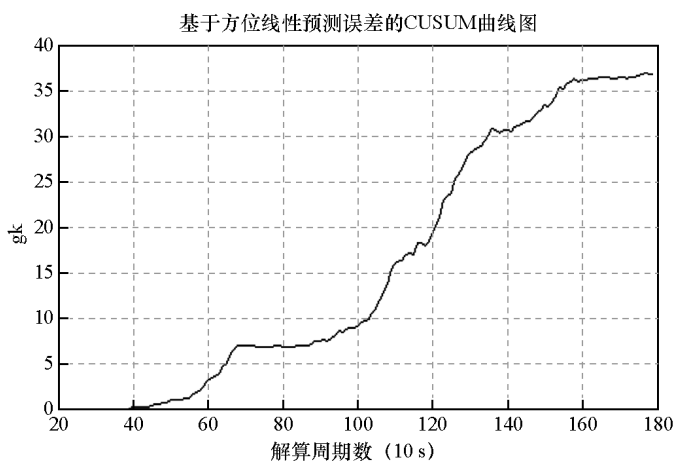


图 5-40 累积和在目标机动时的表征

从图 5-39、图 5-40 中可看出，尽管目标在机动后的方位线性预测误差变化趋势较缓慢，但在机动检测时得到的 CUSUM 曲线却发生了显著的变化。

(2) 基于方位变换及线性预测检测方法。

图 5-41 为目标与观测平台的相对运动示意图。

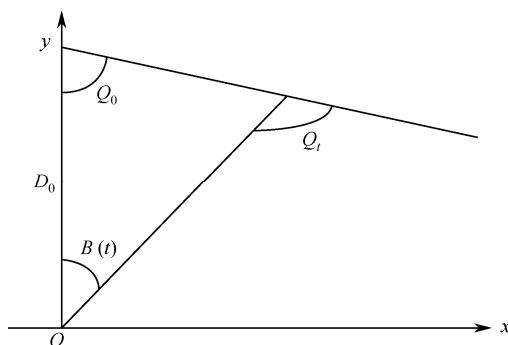


图 5-41 目标—观测平台相对运动示意图

设 $B(t)$ 为 t 时刻目标的方位，则有：

$$\tan[B(t)] = \frac{Vt \sin Q_0}{D_0 - Vt \cos Q_0} \quad (5-8-28)$$

其中： V 为目标相对速度， Q_0 为目标的初始舷角，由式 (5-8-28) 可见当目标与观测平台作匀速直线运动时，目标方位随时间非线性变化。对式 (5-8-28) 转换得到：

$$t * \cot[B(t)] = \frac{D_0}{V \sin Q_0} - \cot Q_0 t \quad (5-8-29)$$

即得到目标方位随时间线性变化的可量测函数。设 $Y(t) = t \cot[B(t)]$ 、 $a = \cot(Q_0)$ 、 $b = \frac{D_0}{V \sin(Q_0)}$ ，则式 (5-8-29) 可表示为： $Y(t) = at + b$ ，这样可以实现对目标方位的线性滤波，建立滤波方程如下：

$$f(a, b) = \sum_{i=1}^n [at_i + b - Y(t_i)]^2 \quad (5-8-30)$$

解得滤波系数：

$$a = \frac{n \sum_{i=1}^n t_i Y(t_i) - \sum_{i=1}^n t_i \sum_{i=1}^n Y(t_i)}{n \sum_{i=1}^n t_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n t_i \right)^2} \quad (5-8-31)$$

$$b = \frac{\sum_{i=1}^n Y(t_i) \sum_{i=1}^n t_i^2 - \sum_{i=1}^n t_i Y(t_i) \sum_{i=1}^n t_i}{n \sum_{i=1}^n t_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n t_i \right)^2} \quad (5-8-32)$$

同时可得滤波误差均方差为

$$\sigma^2 = \frac{\sum_{i=1}^n [Y(t_i) - at_i - b]^2}{n - 2} \quad (5-8-33)$$

当目标发生转向机动时，理论上这种线性关系将被破坏。从下图中可以看出 $t\cot[B(t)]$ 随时间在目标不机动和机动情况下的变化。

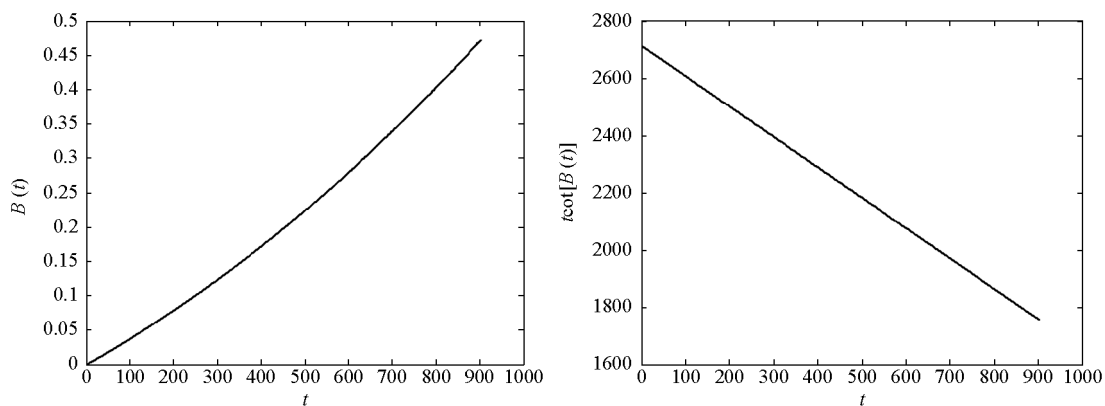


图 5-42 无误差情况下 $B(t)$ 和 $t\cot[B(t)]$ 随时间变化情况

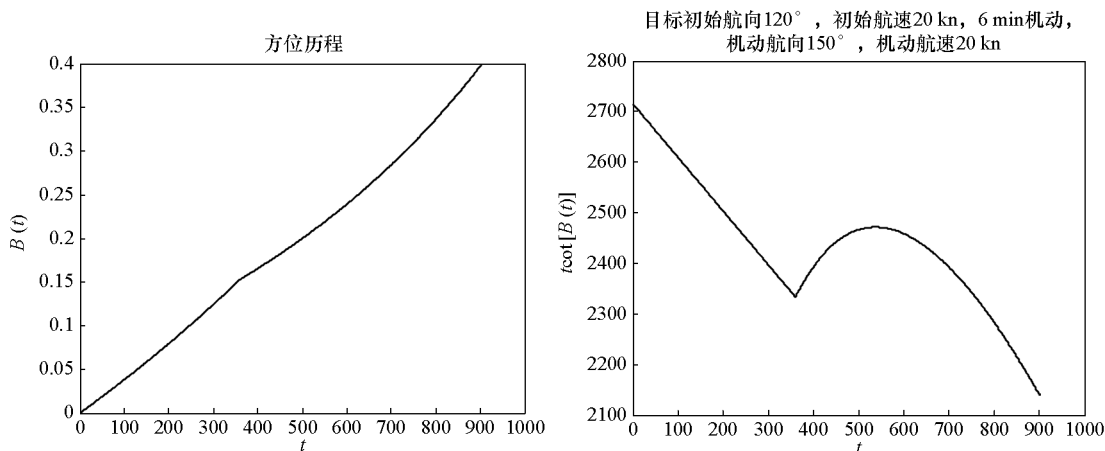


图 5-43 目标机动情况下 $B(t)$ 和 $t\cot[B(t)]$ 随时间变化情况

由于 $B(t)$ 存在误差，特别在开始时间段内因为 \cot 的作用，很小的误差就会引起很大的起伏，因此进行机动检测时，要对 $t\cot[B(t)]$ 进行预处理。

主要利用仿真统计计算判断目标机动检测的门限。

采用两步判决方法，设输入一级判决门限 μ ，令

$$y(t) = \begin{cases} 1 & |\varepsilon| > \mu \\ 0 & |\varepsilon| \leq \mu \end{cases}$$

其中： $\varepsilon = y(t) - (at + b)$ ，假设方位量测误差满足高斯分布。当 $y(t)$ 为 0 时表示目标未发生机动，当 $y(t)$ 取值为 1 时表示目标机动。

二级判决取计数器，判决门限为 Z_0 ，令

$$Z = \sum_{i=1}^N y(t) \begin{cases} \geq Z_0 \\ \leq Z_0 \end{cases}$$

通过设置两级门限，可以适当降低一级门限，然后再对一级判决结果进行次数积累，

当积累的次数超过二级门限时则判断为目标发生机动。在判定目标机动时，可使用累积和机动检测法对 $\{\varepsilon(t)\}$ 进行目标机动检测。

(3) 基于要素估计的方位预测误差累积和检测方法。

设在目标匀速直线运动假设下通过解算目标运动要素得到一组方位预测误差随机变量序列 $\{e(t)\}$ ，并且它是高斯相互独立的，方差为 σ^2 。同时假设在目标机动前序列的均值近似为 0，即目标机动前的方位预测是较精确的。

从对方位预测误差序列的分析可知，其 \log 似然比 s_k 有如下性质：在目标机动前为负值，而在机动后为正值。尽管在实际应用中由于各种噪声的干扰会使得此性质不明显，但其总体趋势仍基本符合上述规律。因此，可以认为当目标机动时，相应的信息就存在于 \log 似然比的累积和 S_k 与其当前最小值 m_k 之差中。于是就可以利用标准累积和进行目标的机动检测，决策函数为

$$g_k = S_k - m_k \quad (5-8-34)$$

其中

$$S_k = \sum_{i=1}^k s[e(i)]$$

$$s[e(i)] = \ln \frac{p_{\mu_1}[e(i)]}{p_{\mu_0}[e(i)]}$$

$$m_k = \min_{1 \leq j \leq k} S_j$$

报警时刻：

$$t_d = \min \{k : g_k \geq h\}$$

其中 h 为设定的报警门限，决策函数 g_k 的表征见图 5-44。

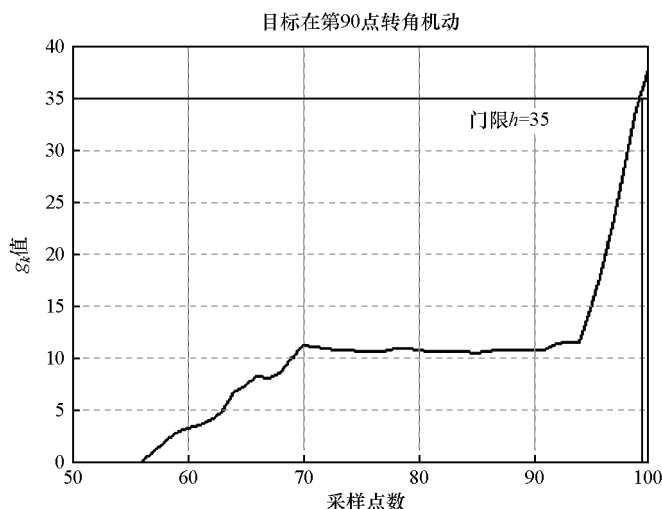


图 5-44 标准 CUSUM 检测

3. 目标机动时刻估计

如果将机动检测的报警时刻作为目标的机动时刻，可能有很大的延迟判断，因为预测

误差序列可能含有符号的抖动, 从而影响机动检测的灵敏性。所以就要对预测误差的均值进行观测, 即预测误差均值在目标机动之后将会从零线漂移, 并可能带有符号的变化。对机动时刻的估计就是要更加精确地找出目标的机动时间点。根据对误差序列均值的不同估计方式, 下面分 3 种情况进行讨论。

(1) 均值的多项式近似估计。

假设在目标机动后相当长的一段时间内, 预测误差的均值可由一个二阶多项式近似:

$$E[e(t)] = \alpha_1(t - t_m) + \alpha_2(t - t_m)^2 \quad t > t_m > t_l \quad (5-8-35)$$

其中 t_m 为机动时刻, 并假设机动是发生在一个采样间隔之内, 且 t_l 为一个下界约束, 它缩小了搜索范围。式 (5-8-35) 粗略地反映了在目标机动后, 随着时间的推移预测误差的均值越来越大, 它是一个经验近似。对这个预测误差均值函数的多项式展开是一阶还是二阶的辨识, 可以通过标准的模型确认方法得到, 如 AIC 或 F 检验。

对下式利用 ML 原理求解参数 t_m, α_1, α_2 与对应的最小值, 就等价于最小二乘估计:

$$r(t_m, \alpha_1, \alpha_2) = \sum_{i=t_l}^{t_m} e(i)^2 + \sum_{i=t_m+1}^{t_d} [e(i) - \alpha_1(i - t_m) - \alpha_2(i - t_m)^2]^2 \quad (5-8-36)$$

其中 t_d 为定义的探测时刻 (探测到目标发生机动的时刻, 即探测机制报警时刻)。使得函数 $r(t_m, \alpha_1, \alpha_2)$ 取得最小值时的 t_m 即为所求的机动时刻估计值。令 $r_c(t_m)$ 为给定 t_m 所得到的最小残差平方和, 即固定 t_m , 并最小化关于 α_1, α_2 的函数 $r(t_m, \alpha_1, \alpha_2)$ 。这样就可利用如线性最小二乘法等优化算法, 很容易地求出对给定的 t_m , 使得最小化 $r_c(t_m)$ 的参数值 α_1, α_2 。但是对所有可能的 t_m , 这种试探性解法的计算量会变得比较大。

(2) 均值的一阶矩估计。

这里假设已经探测到了目标机动, 并且得到的探测波门 (真实机动时刻可能的取值范围) 为 $[t_l, t_d]$, 其中 t_d 为探测时刻, t_l 为先验的下界约束。于是就可以直接利用机动时刻的离线估计方法在此探测波门中寻优求得 \hat{t}_m 。仍然假设预测误差随机变量序列 $\{e(t)\}$ 是高斯相互独立的, 方差为 σ_e^2 。同时假设在目标机动前序列的均值为 μ_0 , 机动后均值为 μ_1 。则有 MLE 公式为

$$\hat{t}_m = \arg \min_{1 \leq k \leq t_d} \left\{ \sum_{i=1}^{k-1} [e(i) - \hat{\mu}_0]^2 + \sum_{i=k}^{t_d} [e(i) - \hat{\mu}_1]^2 \right\} \quad (5-8-37)$$

其中 $\hat{\mu}_0$ 与 $\hat{\mu}_1$ 用观测的均值 (一阶矩估计值) 代替, 即

$$\hat{\mu}_0 = \frac{1}{k-1} \sum_{i=1}^{k-1} e(i)$$

$$\hat{\mu}_1 = \frac{1}{t_d - k + 1} \sum_{i=k}^{t_d} e(i)$$

方便起见, 可以假设 $\hat{\mu}_0 = 0$, 并对 MLE 公式进行直接的处理就可以近似得到

$$\hat{t}_m = \arg \min_{1 \leq k \leq t_d} [(k-1)(t_d - k + 1)\hat{\mu}_1^2] \quad (5-8-38)$$

同样可用试探法求出机动时刻的估计值 \hat{t}_m 。

(3) 基于方位估计误差序列的机动时刻估计。

以上对机动时刻的两种估计方法, 都是基于在目标未发生机动 (保持匀速直线运动)

的“恒定假设”下求得的方位预测误差序列的均值变化的，其原理与机动检测类似，只是把范围限制在探测波门中对机动时刻的统计决策进一步求精而已。下面将直接对方位估计误差序列进行分析，并求得机动时刻的估计值。

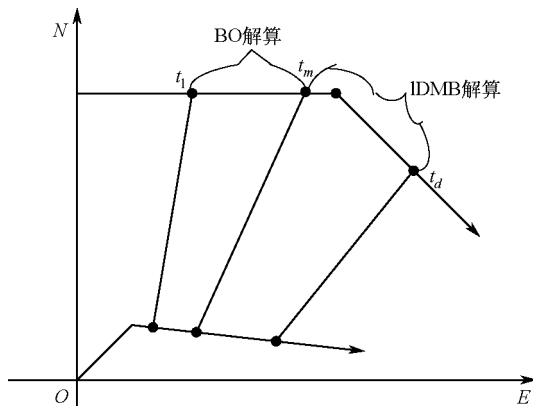


图 5-45 基于方位估计误差序列的机动时刻估计

如图 5-45，在探测波门 $[t_l, t_d]$ 内建立目标函数

$$f(t_m) = \sum_{i=t_l}^{t_m} [\hat{B}_{BO}(i) - B(i)]^2 + \sum_{i=t_m}^{t_d} [\hat{B}_{IDMB}(i) - B(i)]^2 \quad (5-8-39)$$

求使得该函数取最小值时的 t_m ，即为机动时刻的估计值 \hat{t}_m 。其中 $\{B(i)\}$ 为量测方位序列， $\{\hat{B}_{BO}(i)\}$ 表示在时间段 $[t_l, t_m]$ 内由纯方位的要素估计方法（如卡尔曼滤波、MLE、LS 等方法）得到的估计方位序列， $\{\hat{B}_{IDMB}(i)\}$ 表示在时间段 $[t_m, t_d]$ 内，由在 t_m 时刻得到的距离估计和在此时间范围内的量测方位信息一起通过一距离多方位（IDMB）目标运动要素估计算法得到的估计方位序列。

此外，还可以借鉴距离分割法原理与交互多模型（IMM）思想，对机动时刻的时间范围 $[t_l, t_d]$ 分割，并利用解算得到的方位估计误差，对每个分割时刻单元加权，使得最靠近真实机动时刻的单元有较大的权值，并设置门限，将很小权值的单元删除，以此减小计算量。

5.8.2 变速变向机动目标运动要素解算方法

1. 单模型类方法

在纯方位量测条件下，首先利用目标机动检测方法进行目标的机动检测与识别，并估计出目标的机动时刻，然后再利用各种滤波方法进行目标机动后的运动要素估计。

若使用卡尔曼滤波器，则需从真实机动时刻 t_m 的估计时刻起重新设置滤波器，即增大（或设为原来的初始值）此时的协方差中关于速度的部分（在对 t_m 估计不精确的情况下，也可能有必要增大关于位置的部分），然后进行直到当前时刻的要素估计。其中需要存储一系列先前的量测方位、状态估计、协方差和观测平台的位置信息。

假设在目标机动前已经有相对稳定的解算，则在 t_m 的估计时刻就可以得到较精确的距离估计 D_{t_m} ，于是就可以把 D_{t_m} 作为目标运动第二路段的要素解算输入信息，并采用一距离

多方位（若目标只发生变向机动，则还可以利用距离—速度多方位算法）的滤波算法解算，从而直接利用直到机动时刻的前一路段要素解算的有用信息。

（1）可调白噪声无味卡尔曼滤波（UKF）。

可调白噪声模型将目标机动作为随机过程建模，它通过检测跟踪滤波器新息范数的增加来调整过程噪声，从而实时地修正估计结果。在这种方法中，用一个滤波器跟踪目标，其中假定了某个低级过程噪声级。机动自身表明是一种“大的”新息。

UKF（Unscented 卡尔曼 Filter）是一种新颖的非线性滤波方法，与 EKF 相比，它能更高精度地估计非线性系统中的后验均值和协方差（可以精确到三阶），因此能减少由非线性模型引起的近似误差对可调白噪声模型中机动检测 Q 值调整的影响，可以更高精度地对机动目标定位跟踪。对于线性模型，通常可选用经典的 KF 滤波器，得到对目标状态的最优估计。但是机动目标检测与跟踪问题是非线性的。对于这类非线性滤波问题通常是使用 EKF。但是对于可调白噪声 EKF 来说，由于 EKF 需要对非线性模型一阶线性化，产生的线性化误差会对白噪声模型方法中的机动检测及过程噪声 Q 的调节产生较大影响，并且算法要计算 Jacobi 阵或 Hessen 矩阵，计算烦琐，有时 Jacobi 阵或 Hessen 矩阵可能根本不存在。为了克服这些问题，可以用 UKF 作为非线性模型的滤波器来跟踪目标。在 UKF 中使用一系列恰当选择的加权点来近似非线性函数中的随机变量的概率分布均值和协方差，对于非线性模型，可以获得比 EKF 更高精度的近似。

（2）自适应修正增益的卡尔曼滤波（MGEKF）。

首先利用 MGEKF 在目标机动、非机动之间的新息变化特性，进行机动检测。当检测到目标机动时，增大过程噪声水平。当判断目标机动结束时，降低过程噪声水平。并且可以进行目标间断多次机动的检测与跟踪。

卡尔曼滤波（KF）已经被广泛应用于匀速直线目标跟踪的状态估计问题。但是当目标机动时，目标的加速度是未知的，会成为运动模式的附加过程噪声，此时原来模型的过程噪声的方差就难以如实表征。为处理未知的目标机动，将未知的加速度视为附加的过程噪声，并利用一个模糊系统近似总的过程噪声的时变方差。当目标机动时，KF 的新息也会相应地增大。由于总的过程噪声在每个采样时刻的方差可以从新息中求得，所以可以通过及时调整过程噪声的方差来处理目标机动，还可应用遗传算法和 DNA 译码等智能优化方法来近似总的过程噪声的时变方差。

在研究以上各种机动目标跟踪方法的基础上，进行比较，最终确定适合工程应用的主要方法。在对目标的量测信息进行预处理时，还将考虑利用小波变换等方法进行量测噪声的消除。

（3）机动时刻与运动参数的联合估计方法。

将机动时刻与运动参数一起组成联合状态空间，充分利用目标机动前后所有的量测信息进行包括机动时刻在内的目标参数估计，建立对抗条件下对目标的定位与跟踪算法，解决对机动目标的快速定位与跟踪问题，并且能够处理目标机动前信息累积不充分时难以进行机动检测的情况。根据方位估计误差平方和最小原则建立一个目标函数，

$$f(t_m, r_x(t_0), r_y(t_0), v_{x1}, v_{y1}, v_{x2}, v_{y2}) = \int_{t_0}^{t_m} \left[\arctan \frac{r_x(t_0) + v_{x1} \cdot (t - t_0) - r_{ox}(t)}{r_y(t_0) + v_{y1} \cdot (t - t_0) - r_{oy}(t)} - B(t) \right]^2 dt$$

$$+ \int_{t_m}^{t_d} \left[\arctan \frac{r_x(t_m) + v_{x2} \cdot (t - t_m) - r_{ox}(t)}{r_y(t_m) + v_{y2} \cdot (t - t_m) - r_{oy}(t)} - B(t) \right]^2 dt \quad (5-8-40)$$

其中,

$$r_x(t_m) = r_x(t_0) + v_{x1} \cdot (t_m - t_0)$$

$$r_y(t_m) = r_y(t_0) + v_{y1} \cdot (t_m - t_0)$$

式中, $(t_m, r_x(t_0), r_y(t_0), v_{x1}, v_{y1}, v_{x2}, v_{y2})$ 为状态向量, t_m 为目标机动时刻, $[r_x(t_0), r_y(t_0)]$ 为初始 t_0 时刻目标的位置向量, (v_{x1}, v_{y1}) 、 (v_{x2}, v_{y2}) 分别为目标机动前和机动后的速度向量, $[r_{ox}(t), r_{oy}(t)]$ 为 t 时刻本艇位置向量。

于是就可以利用非线性估计方法, 求使得此目标函数最小化时的要素估计。

这种联合状态估计方法充分利用目标机动前后所有的量测信息进行包括机动时刻在内的目标参数估计, 计算量较大, 并且随着目标机动次数的增加, 状态空间的维数呈线性增长, 计算复杂度越来越大。不过, 对于水下/水面目标而言, 其机动性能并不强, 相邻两次机动的时间间隔较长, 所以这种联合状态估计模型仍然有着较强的应用潜力。由于充分利用了目标机动前后所有的量测信息, 这种联合估计方法的一个突出特点是能够处理目标机动前要素解算不收敛时难以进行机动检测的情况。

在求解时可以使用各种非线性求解方法, 例如高斯—牛顿法、分解结构型拟牛顿方法、Levenberg—Marquardt 方法等。

此外, 还可以将此目标函数改进, 利用一种参数的综合识别方法估计出目标运动要素及机动时刻^[38], 即选取目标状态变量为 $(r_x(t_m), r_y(t_m), v_{x1}, v_{y1}, v_{x2}, v_{y2})$, 参数为目标机动时刻 t_m , 其中 $[r_x(t_m), r_y(t_m)]$ 为目标机动时的位置向量, 然后建立参数、状态变量、量测之间的联系, 求解出目标运动要素。将机动时刻参数化, 能够大大降低目标函数的复杂性, 提高计算效率。

(4) 期望极大化方法 (EM)。

将目标的转弯速率作为机动序列来描述目标的转弯机动, 并将转弯速率作为待估量, 用 EM 算法对转弯速率序列进行最大后验概率估计。算法共分两步:

① 期望步 (E 步), 计算连接相邻两点的代价, 可利用卡尔曼等平滑算法对代价函数进行计算;

② 极大化步 (M 步), 选择一个新的机动序列, 使得后验概率更大, 从而获得比上一次迭代更优的参数估计, 可用 Viterbi 算法进行搜索, 找出代价最大的路径。

目标的转弯运动可由如下方程来描述:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}(\omega_k) \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (5-8-41)$$

其中 \mathbf{x}_k 为 k 时刻目标的状态, 状态变量 $\mathbf{x} = (x \ y \ v_x \ v_y)^T$, ω_k 为 k 时刻的转弯速率, 系统的转移矩阵为

$$F(\omega_k) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \frac{\sin(\omega_k T)}{\omega_k} & -\frac{1 - \cos(\omega_k T)}{\omega_k} \\ 0 & 1 & \frac{1 - \cos(\omega_k T)}{\omega_k} & \frac{\sin(\omega_k T)}{\omega_k} \\ 0 & 0 & \cos(\omega_k T) & -\sin(\omega_k T) \\ 0 & 0 & \sin(\omega_k T) & \cos(\omega_k T) \end{bmatrix} \quad (5-8-42)$$

该转移矩阵由 ω_k 决定。将转弯速率 ω_k 描述成一个马尔可夫链，并且具有 r 个可能的值，即

$$\omega_k \in \{\omega(1), \omega(2), \dots, \omega(r)\}$$

其中包括一个转弯速率为 0 的元素，表示匀速直线运动。

定义量测序列 $Z_{1:N} = \{z_1, z_2, \dots, z_N\}$ ，状态序列 $X_{1:N} = \{x_1, x_2, \dots, x_N\}$ ，机动序列 $\Omega_{1:N} = \{\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_N\}$ 。假设量测序列 $Z_{1:N}$ 已知，目的是寻找在极大后验概率（MAP）准则下最优的机动序列 $\Omega_{1:N}^B$ 。这需要在所有可能的机动序列 $\Omega_{1:N}$ 中寻找一个最优的序列，使得后验概率密度 $p(\Omega_{1:N} | Z_{1:N})$ 达到最大。得到最优机动序列后，再对目标状态 $X_{1:N}$ 进行更精确的状态估计。

计算步骤如下：

① 初始化：给定初始参数，即机动序列 $\Omega_{1:N}^{(1)}$ 和阈值 ε 。

② 迭代：对于循环 ($j=1, 2, \dots$) 的每一步，顺序执行以下两步：期望步，计算相邻时刻两点的代价；极大化步，根据 Viterbi 算法，计算出一个更优的模型序列 $\Omega_{1:N}^{(j+1)}$ 。

③ 终止：若 $\|\Omega_{1:N}^{(j+1)} - \Omega_{1:N}^{(j)}\| \leq \varepsilon$ ，则循环终止，模型序列的最优估计为 $\Omega_{1:N}^B = \Omega_{1:N}^{(j+1)}$ ，根据此序列计算出状态估计序列 $X_{1:N}^B$ 。

2. 多模型类方法

(1) 交互多模型（IMM）算法。

对于不同的目标运动状态，应用不同的模型滤波器，各模型滤波器通过估计状态的组合实现交互作用，模型之间基于一个马尔可夫链进行切换，各模型滤波器估计的加权和作为最后的状态估计。

IMM 通过转移概率对多模型进行自动切换，但其各模型的滤波算法通常采用 KF 或 EKF 算法，如果系统模型为高度非线性模型，则使得滤波性能降低。因此需要针对不同的情况进行相应的改进，使算法具有更高的可靠性。例如可对含有运动模式量测的机动目标跟踪进行研究，将运动模式的参数与目标的运动要素一起构成增广状态变量，并用一种高斯加权的形式近似描述这个状态变量的条件概率密度，构造一种最详尽的近似方法。

在求解多模型方法的最优解时，可将贝叶斯滤波方法引入多模型机动目标跟踪这一领域，贝叶斯滤波实质是尝试构造状态变量的后验概率密度。因为该概率密度函数包含了所有有用的统计信息，所以从中可以得到状态的最优估计。与 KF 类似，贝叶斯滤波也包含预测和更新两个主要步骤。预测阶段用系统模型来预测状态的先验概率密度，更新过程则使用最近的量测值进行修正，得到后验概率密度。贝叶斯滤波通过构造状态变量的后验概率密度，从中可以得到状态的最优估计。

运用交互式多模型算法（IMM）进行潜艇目标运动要素解算中模型库中各个模型之间

的自动优选，从基于模型的估计到整体估计，在解算的有效性以及稳健性方面都有明显的优势。另外，结合使用要求可以设定诸多方便灵活的人机互动操作：

模型互换：可以切换到模型库中的任意模型进行定位计算，通过性能曲线来人工挑选最佳估计结果。

参数设定：可以输入人工估计的某些目标运动参数，启动相应的定位算法，再根据计算结果修改估计值，多次迭代后定位结果趋向真实值。

(2) 多模型粒子滤波算法 (MMPF)。

由于机动目标跟踪问题是非线性非高斯的，这里通常得不到关于系统密度函数的解析解，因此就需要数值近似，其中粒子滤波是一种很强的工具。粒子滤波用一组随机抽样的有相应权值的粒子群来近似表示目标运动状态的后验概率密度，因此不受非线性、非高斯问题的限制。

把多模型思想与粒子滤波相结合，建立一种多模型粒子滤波算法，即采用多模型结构，各模型的滤波方法采用粒子滤波算法。各模型中的粒子数目固定且独立于模型概率以充分体现多模型的特点。模型间的粒子群相互交互以便进行动态调整。并且，各模型的粒子经过交互、粒子滤波之后，再进行重要性重抽样，以减轻滤波退化现象。

利用自举的统计方法，对非线性和非高斯系统使用递归的贝叶斯估计。在自举过程中，由于采样值与产生采样值的概率密度函数之间存在着对应关系，可以认为采样值的统计特性近似于概率密度函数的统计特性。利用马尔可夫变换矩阵和标准粒子滤波的重复采样方法来近似最优多模型解的模型分支。并且在计算上可以使用一种有效的分支先验密度合并方法。

5.8.3 特殊情况下的机动目标运动要素解算

1. 本艇匀直运动条件下变向机动目标运动要素解算

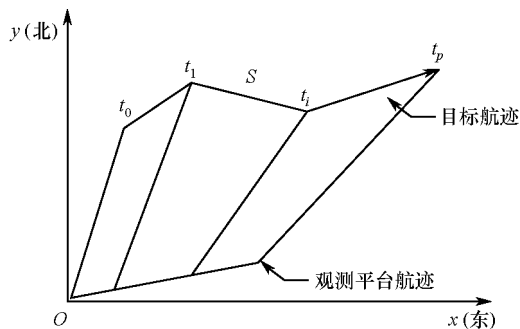


图 5-46 目标折线运动敌我态势

如图 5-46 所示，假设观测平台位于 O 点，目标位于 S 点（两者位于同一水平面），经典的纯方位目标运动分析过程中，任意时刻 t_k 量测的一系列的方位 β_k 的表达式为

$$\beta_k = \arctan \frac{x_S(t_k) - x_O(t_k)}{y_S(t_k) - y_O(t_k)} + e_k, \quad k = 1, \dots, K \quad (5-8-43)$$

其中 $[x_o(t), y_o(t)]^T$ 和 $[x_s(t), y_s(t)]^T$ 是两个平台在 t 时刻的位置点， e_k 是观测噪声。

无误差条件下的目标方位的变化轨迹为

$$\theta(t_k) = \arctan \frac{x_S(t_k) - x_O(t_k)}{y_S(t_k) - y_O(t_k)} \quad (5-8-44)$$

在纯方位目标运动分析问题中，观测平台的运动形式一般由下式表示：

$$\begin{cases} x_O(t) = x_O(t^*) + (t - t^*)\dot{x}_O \\ y_O(t) = y_O(t^*) + (t - t^*)\dot{y}_O \end{cases} \quad (5-8-45)$$

其中 $x_O(t^*), y_O(t^*), \dot{x}_O, \dot{y}_O$ 分别表示观测平台在 t^* 时刻的位置和速度。

若引入相对运动的概念，可做如下定义：

$$\begin{cases} x_R(t) = x_S(t) - x_O(t) \\ y_R(t) = y_S(t) - y_O(t) \end{cases}$$

而且

$$\begin{cases} \dot{x}_R = \dot{x}_S - \dot{x}_O \\ \dot{y}_R = \dot{y}_S - \dot{y}_O \end{cases}$$

则由式 (5-8-44) 和式 (5-8-45) 可得：

$$\begin{cases} x_R(t) = x_R(t^*) + (t - t^*)\dot{x}_R \\ y_R(t) = y_R(t^*) + (t - t^*)\dot{y}_R \end{cases}$$

在这种定义下，相对运动的位置参数可由向量 $[\rho(t), \theta(t)]^T$ 来表示，相对运动的速度矢量为 $(v_R, c_R)^T$ ，其中 v_R 表示相对速度的模， c_R 表示相对运动航向，因此可得如下表达式：

$$\begin{bmatrix} x_R(t) \\ y_R(t) \end{bmatrix} = \rho(t) \begin{bmatrix} \sin(\theta(t)) \\ \cos(\theta(t)) \end{bmatrix} \quad (5-8-46)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_R \\ \dot{y}_R \end{bmatrix} = v_R \begin{bmatrix} \sin(c_R) \\ \cos(c_R) \end{bmatrix} \quad (5-8-47)$$

无误差条件下的量测方位可表示为

$$\theta(t) = \arctan \frac{x_R(t^*) + (t - t^*)\dot{x}_R}{y_R(t^*) + (t - t^*)\dot{y}_R} \quad (5-8-48)$$

将式 (5-8-46) 和式 (5-8-47) 代入可以写为

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \arctan \frac{x_R(t)}{y_R(t)} \\ &= \arctan \frac{\rho(t^*) \sin[\theta(t^*)] + (t - t^*)v_R \sin(c_R)}{\rho(t^*) \cos[\theta(t^*)] + (t - t^*)v_R \cos(c_R)} \\ &= \arctan \frac{\sin[\theta(t^*)] + (t - t^*)\frac{v_R}{\rho(t^*)} \sin(c_R)}{\cos[\theta(t^*)] + (t - t^*)\frac{v_R}{\rho(t^*)} \cos(c_R)} \end{aligned}$$

因此，在纯方位目标运动分析中，方位可由三维向量表示：

$$Y = \left[\theta(t^*) \frac{v_R}{\rho(t^*)} c_R \right]^T \equiv [y_1 \ y_2 \ y_3]^T \quad (5-8-49)$$

2. 频繁变向机动目标主航向解算

目标采取频繁变向折线机动的敌我态势如下图所示。

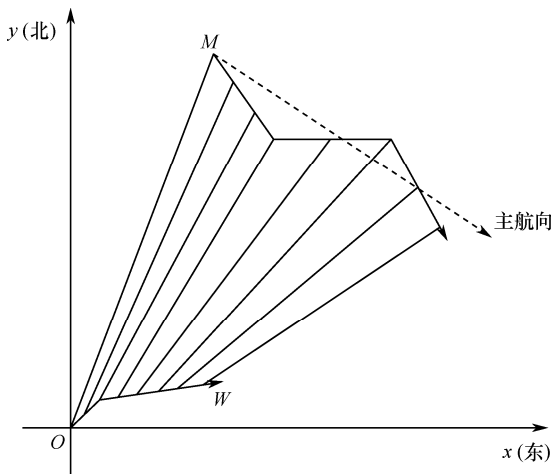


图 5-47 多变向机动目标主航向跟踪示意图

如图 5-47 所示, 目标做折线运动, 在每一段上匀速直航, 假定由 p 段组成。设目标位置坐标为 $[x_T(t), y_T(t)]$, 在第 k 段上的速度分量为 (V_{xk}, V_{yk}) , $k=1, 2, \dots, p$ 。从 t_0 时刻开始运动, 到 t_p 时刻结束, 折点时刻为 $t_k, k=1, 2, \dots, p-1$ 。取状态变量为

$$X(t) = (x_T(t), y_T(t), V_{x1}, V_{y1}, \dots, V_{xp}, V_{yp})^T \quad (5-8-50)$$

那么状态方程可写为

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) \quad (5-8-51)$$

其中:

$$A(t) = \begin{cases} A_1 & t_0 \leq t \leq t_1 \\ A_2 & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \vdots & \vdots \\ A_p & t_{p-1} \leq t \leq t_p \end{cases}$$

$$A_1 = \begin{pmatrix} 0 & I_2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{pmatrix}, A_2 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & I_2 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{pmatrix}$$

$$\cdots A_p = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & \cdots & I_2 \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{pmatrix}$$

那么

$$e^{A_1(t-\tau)} = \begin{pmatrix} I_2 & (t-\tau)I_2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & I_2 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & I_2 \end{pmatrix}, e^{A_2(t-\tau)} = \begin{pmatrix} I_2 & 0 & (t-\tau)I_2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & I_2 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 \cdots & 0 & \cdots & I_2 \end{pmatrix}$$

$$\cdots e^{A_p(t-\tau)} = \begin{pmatrix} I_2 & 0 & 0 & \cdots & (t-\tau)I_2 \\ 0 & I_2 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & I_2 \end{pmatrix}$$

当 $t \in [t_{k-1}, t_k]$ ($k=1, 2, \cdots, p$) 时, 状态转移矩阵 $\Phi(t, t_0)$ 为

$$\Phi(t, t_0) = e^{A_k(t-t_{k-1})} e^{A_{k-1}(t_{k-1}-t_{k-2})} \cdots e^{A_1(t_1-t_0)}$$

$$= \begin{pmatrix} I_2 & \Delta t_1 I_2 & \Delta t_2 I_2 & \cdots & (t-t_{k-1})I_2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & I_2 & 0 & \cdots & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & \cdots & I_2 \end{pmatrix}$$

其中 $\Delta t_k = t_k - t_{k-1}$, $k=1, 2, \cdots, p$ 。

量测方程为

$$B(t) = \arctan \frac{x_T(t) - x_o(t)}{y_T(t) - y_o(t)}$$

改写为线性形式

$$Z(t) = C(t)X(t) \quad (5-8-52)$$

其中: $Z(t) = x_o(t)\cos B(t) - y_o(t)\sin B(t)$, $C(t) = [\cos B(t), -\sin B(t), 0, \cdots, 0]$ 。

5.9 多平台协同定位

多平台协同定位能够有效利用各平台装载传感器资源利用率, 尽可能扩大感知范围, 形成统一的水下战场态势, 且与单平台定位跟踪相比, 能够有效提高目标运动要素解算能力, 缩短系统反应时间。

5.9.1 多平台协同探测优化控制

在纯方位系统单观测平台最优机动的“最优”目标函数: 方位变化率最大(或者方位差最大)、费歇尔信息矩阵(FIM)行列式最大(或克拉姆—罗下界(CRLB)最小)、观测平台相对于目标的距离的偏差($\sigma_D(T)$)最小、估计目标速度的均值/方差最小、纯方位系统的可观测程度最大等选取的基础上, 引入传感器状态及性能、协同定位可行性等约束条件, 实现对多平台协同探测的优化控制。

纯方位目标协同探测双平台列成“一”字队型即艇艏艇尾在一条直线时, 只要双平台能够同时探测到目标, 满足实际战术需求, 应尽量避免机动。原因有两点: 第一, 多平台

目标协同探测多利用拖线阵观测目标,平台机动后恢复对目标的有效观测至少需要 4~5min,延长解算收敛时间;第二,仿真研究表明双平台纯方位目标协同探测,态势初始距离大于某一确定值时,平台航向机动对定位精度影响不是很明显,而通常情况下,目标协同探测双平台初始距离满足此条件。

因此,双平台目标协同探测机动控制策略原则是双平台可同时探测到目标时,平台不机动,仅有一个平台探测到目标或者目标将要走出平台探测区时,平台进行机动。

下面给出保证双平台同时探测到目标协同探测机动控制方法,双平台探测区域见图 5-48,以目标位于第 II 区为例,此时平台 1 发现目标,但平台 2 探测不到目标,因此,平台 2 进行机动,假定拖线阵探测范围是正横 x 度,推荐平台 2 左转至少 $(180-x)/2$ 度,平台机动后态势如图 5-49 所示, C_{w1} 、 C_{w2} 分别为平台 1、平台 2 机动后航向,保证目标进入平台 2 探测区。在实际应用中,通过对潜通信,平台 2 只需知道目标所在平台 1 的舷别,就可判断左转或是右转。

并且在实际应用中,为保证双平台通信质量,一般协同探测平台距离相对目标到平台距离要近很多,当目标位于第 II 或 IV 区时,双平台的量测方位差值会很小,因此,仅有一平台探测到目标的概率很小。

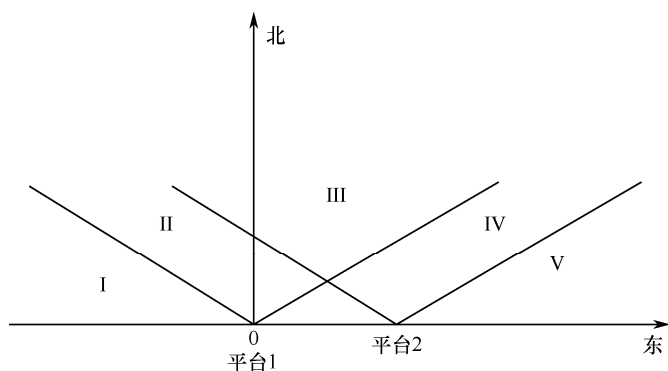


图 5-48 双平台探测区域示意图

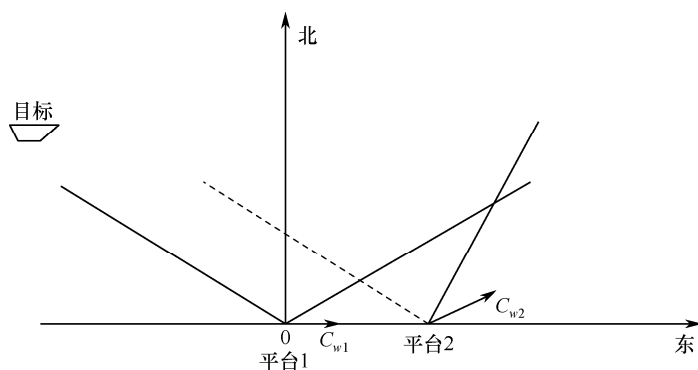


图 5-49 平台机动后探测区域示意图

若双平台同一方向运动,但不位于同一直线上,上述协同探测准则同样适用。

5.9.2 多平台目标协同定位解算

以纯方位信息为例介绍多平台目标协同定位解算算法。

1. 递推算法

卡尔曼滤波是对目标进行跟踪滤波时常用的方法，它要求建立目标的运动模型和观测模型，当系统模型与观测模型都是线性的，且具有高斯分布的系统噪声和观测噪声时，卡尔曼滤波可以给出最优解。当目标作匀速或匀加速直线运动时，运动方程在直角坐标系下是线性的，而目标的观测模型在球坐标系下也是线性的，坐标变换可能导致某个模型非线性，这时需将其线性化，依据不同的线性化手段，可推导出不同的卡尔曼滤波算法^[41,42]。

记目标相对于坐标系的运动状态参数为 $\mathbf{X}(t) = \begin{pmatrix} x(t) \\ y(t) \\ \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \end{pmatrix}$ ，在目标匀速直线运动的假定下，

有系统方程

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{X}(t) + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1(t) \\ w_2(t) \end{bmatrix} \quad (5-9-1)$$

设平台一的位置坐标为 $[x_{w1}(t), y_{w1}(t)]$ ，平台二的位置坐标为 $[x_{w2}(t), y_{w2}(t)]$ ，两平台对目标方位的测量值为

$$B_1(t) = \arctan \frac{x(t) - x_{w1}(t)}{y(t) - y_{w1}(t)} \quad B_2(t) = \arctan \frac{x(t) - x_{w2}(t)}{y(t) - y_{w2}(t)}$$

因此，可取其量测方程为

$$\mathbf{Z}(t) = \begin{bmatrix} B_1(t) \\ B_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \frac{x(t) - x_{w1}(t)}{y(t) - y_{w1}(t)} \\ \arctan \frac{x(t) - x_{w2}(t)}{y(t) - y_{w2}(t)} \end{bmatrix} = \mathbf{h}(\mathbf{X}(t)) + \mathbf{V}(t) \quad (5-9-2)$$

其中， $\mathbf{W}(t) = [w_1(t), w_2(t)]^T$ 和 $\mathbf{V}(t) = [v_1(t), v_2(t)]^T$ 为不相关的均值为零的高斯白噪声序列，且有 $E[\mathbf{W}(t)] = 0$ 。 $E[\mathbf{W}(t)\mathbf{W}'(\tau)] = \mathbf{Q}(t)\delta(t-\tau)$ 为系统噪声协方差矩阵。 $E[\mathbf{V}(t)] = 0$ ， $E[\mathbf{V}(t)\mathbf{V}'(\tau)] = \mathbf{R}(t)\delta(t-\tau)$ 为量测噪声协方差矩阵，且有

$$\mathbf{R}(t) = \begin{pmatrix} \sigma_{B_1}^2(t) & 0 \\ 0 & \sigma_{B_2}^2(t) \end{pmatrix}$$

这里的 $\sigma_{B_1}^2(t)$ 、 $\sigma_{B_2}^2(t)$ 分别为平台一和平台二的量测误差方差。可以得出系统方程的离散情形为

$$\begin{aligned} \mathbf{X}(k) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & T & 0 \\ 0 & 1 & 0 & T \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{X}(k-1) + \begin{bmatrix} \frac{1}{2}T^2 & 0 \\ T & \frac{1}{2}T^2 \\ 0 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1(k-1) \\ w_2(k-1) \end{bmatrix} \\ &= \Phi(k, k-1)\mathbf{X}(k-1) + \Gamma(k, k-1)\mathbf{W}(k-1) \end{aligned} \quad (5-9-3)$$

量测方程的离散情形为

$$\mathbf{Z}(k) = \begin{bmatrix} B_1(k) \\ B_2(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \frac{x(k) - x_{w1}(k)}{y(k) - y_{w1}(k)} \\ \arctan \frac{x(k) - x_{w2}(k)}{y(k) - y_{w2}(k)} \end{bmatrix} = \mathbf{h}(\mathbf{X}(k)) + \mathbf{V}(k) \quad (5-9-4)$$

其中 T 为采样间隔, 由于 $\mathbf{h}(\mathbf{X}(k))$ 是关于 $\mathbf{X}(k)$ 的非线性函数, 用通常的线性卡尔曼滤波无法处理, 在此, 调用扩展卡尔曼滤波 (EKF) 递推公式可得到多平台协同定位的 EKF。

EKF 递推公式如下:

$\mathbf{X}(0|0)$: 初始状态估计

$\mathbf{P}(0|0)$: 状态误差协方差阵的初始估计

$\mathbf{X}(k|k-1) = \Phi(k, k-1)\mathbf{X}(k-1|k-1) - \mathbf{W}(k)$

$\mathbf{P}(k|k-1) = \Phi(k, k-1)\mathbf{P}(k-1|k-1)\Phi'(k, k-1) + \Gamma(k, k-1)\mathbf{Q}(k-1|k-1)\Gamma'(k, k-1)$

$\mathbf{H}(k) = \partial \mathbf{h} / \partial \mathbf{X} \big|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}(k|k-1)}$

$\mathbf{G}(k) = \mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}'(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}'(k) + \sigma^2(k)]^{-1}$

$\mathbf{X}(k|k) = \mathbf{X}(k|k-1) + \mathbf{G}(k)\{\mathbf{Z}(k) - \mathbf{h}[\mathbf{X}(k|k-1)]\}$

$\mathbf{P}(k|k) = [\mathbf{I} - \mathbf{G}(k)\mathbf{H}(k)]\mathbf{P}(k|k-1), \quad k=1, 2, 3, \dots$

将量测方程的离散化形式伪线性化, 把非线性项等效到测量噪声项上去, 得到如下伪线性量测方程:

$$\mathbf{Z}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{V}(k) \quad (5-9-5)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}(k) &= \begin{bmatrix} \cos[B_1(k)]x_{w1}(k) - \sin[B_1(k)]y_{w1}(k) \\ \cos[B_2(k)]x_{w2}(k) - \sin[B_2(k)]y_{w2}(k) \end{bmatrix} \\ \mathbf{H}(k) &= \begin{bmatrix} \cos[B_1(k)] - \sin[B_1(k)] & 0 & 0 \\ \cos[B_2(k)] - \sin[B_2(k)] & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

应用卡尔曼滤波递推公式, 即可得到多平台伪线性卡尔曼滤波 (PLE)。同样, 依据不同的坐标系选取, 可得到不同形式的多平台卡尔曼滤波算法。

2. 批处理算法

与两艇纯方位联合定位问题有所不同,两艇纯方位协同定位问题具有特殊的应用背景。水下通信的实现,为解决纯方位 TMA 问题又提供了新的思路,若两个潜艇之间相互沟通,互通信息,也能解算目标的运动要素。但它又不同于普通多观测站问题,两艇之间信息最多也只能通信一次,且通信后要求能够迅速求解目标运动要素。

较电磁波通信而言,由于水下环境复杂,导致水声通信数据率低,误码率高。对通信的要求是:时间尽可能地短,数据尽可能地少。因此,通信数据量的大小是我们首先需要考虑的问题。以通信数据量的大小为依据,提出了三种纯方位两站协同 TMA 算法^[43]。

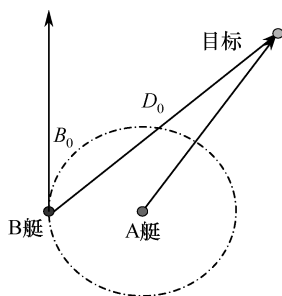


图 5-50 两艇协同 TMA 示意图

设有 A、B 两条潜艇, A 艇静止, B 艇运动, 与 A 艇的距离在水声通信有效范围以内, 如图 5-50 所示。A 艇测量的目标方位序列为 $\{B_A(t_{A0}), B_A(t_{A1}), \dots, B_A(t_{An})\}$, B 艇测量的目标方位序列为 $\{B_B(t_{B0}), B_B(t_{B1}), \dots, B_B(t_{Bm})\}$ 。通过对这两组方位序列的不同使用, 我们得到了三种不同形式的协同 TMA 算法。

在两艇协同 TMA 中, 目标运动参数解算采用最小二乘累积格式 (LSE)^[44,45], 其具体公式如下:

$$AX = B \quad (5-9-6)$$

$$\text{其中: } A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ B_3 \end{bmatrix}, \quad X = \begin{bmatrix} D_0 \\ V_{mx} \\ V_{my} \end{bmatrix}; \quad D_0 \text{ 为初始距离; } V_{mx}、V_{my} \text{ 为目标}$$

在 x, y 方向的速度。

令

$$\begin{cases} a_i = \sin(B_i - B_0) \\ b_i = -t_i \cos B_i \\ c_i = t_i \sin B_i \\ d_i = Y_{wi} \sin B_i - X_{wi} \cos B_i \end{cases} \quad (5-9-7)$$

其中: X_{wi} , Y_{wi} 表示观测平台在 i 时刻的位置坐标。

则有

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{11} = \sum_{i=1}^n a_i \cdot a_i \\ A_{12} = \sum_{i=1}^n a_i \cdot b_i \\ A_{13} = \sum_{i=1}^n a_i \cdot c_i \\ A_{21} = A_{12} \\ A_{22} = \sum_{i=1}^n b_i \cdot b_i \\ A_{23} = \sum_{i=1}^n b_i \cdot c_i \\ A_{31} = A_{13} \\ A_{32} = A_{23} \\ A_{33} = \sum_{i=1}^n c_i \cdot c_i \end{array} \right. \quad (5-9-8)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} B_1 = \sum_{i=1}^n a_i \cdot d_i \\ B_2 = \sum_{i=1}^n b_i \cdot d_i \\ B_3 = \sum_{i=1}^n c_i \cdot d_i \end{array} \right. \quad (5-9-9)$$

与 A 艇和 B 艇各自测量的方位序列相对应，此公式系对于两艇均适用。下面以这组 LSE 公式为基础，详细介绍 3 种纯方位协同 TMA 算法的实现。

(1) 协同定位算法 1。

观测一段时间后，A 艇将测量的方位序列传输给 B 艇，B 艇结合自身测量的方位序列，以测量时刻为序，将两组方位序列合并成一组，代入 LSE 公式系，对目标运动要素进行求解。这实际上相当于一个观测站在两个不同位置间以无限大的速度来回跳动，从而将两艇的定位问题转化为单艇的定位问题。相比单艇纯方位系统而言，这种方式由于具有相当于单站无可比拟的“机动性”，因而其定位性能可得到很大提高。

(2) 协同定位算法 2。

算法 1 的传输数据量较大，需要将 A 艇测量到的方位序列及所对应的时刻一次性地全部发送给 B 艇，由于水下通信环境的复杂性，若发生误码，很可能得不到正确的参数。

从 LSE 算法公式系可以看出，似乎并不需要将 A 艇的整个方位测量序列传输给 B 艇，而只需要传输有限个累积数据即可。下面针对算法 1 做以下改进。

令

$$\left\{ \begin{array}{l} a_{1i} = \sin B_i \\ a_{2i} = \cos B_i \\ a_{3i} = t_i \cdot \sin B_i \\ a_{4i} = t_i \cdot \cos B_i \\ a_{5i} = Y_{wi} \cdot \sin B_i - X_{wi} \cdot \cos B_i \end{array} \right. \quad (5-9-10)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} b_1 = \sum_{i=1}^n (a_{1i} \cdot a_{1i}) \\ b_2 = \sum_{i=1}^n (a_{2i} \cdot a_{2i}) \\ b_3 = \sum_{i=1}^n (a_{1i} \cdot a_{2i}) \\ b_4 = \sum_{i=1}^n (a_{3i} \cdot a_{3i}) \\ b_5 = \sum_{i=1}^n (a_{4i} \cdot a_{4i}) \\ b_6 = \sum_{i=1}^n (a_{3i} \cdot a_{4i}) \\ b_7 = \sum_{i=1}^n (a_{1i} \cdot a_{3i}) \\ b_8 = \sum_{i=1}^n (a_{2i} \cdot a_{4i}) \\ b_9 = \sum_{i=1}^n (a_{1i} \cdot a_{4i}) = \sum_{i=1}^n (a_{2i} \cdot a_{3i}) \\ b_{10} = \sum_{i=1}^n (a_{1i} \cdot a_{5i}) \\ b_{11} = \sum_{i=1}^n (a_{2i} \cdot a_{5i}) \\ b_{12} = \sum_{i=1}^n (a_{3i} \cdot a_{5i}) \\ b_{13} = \sum_{i=1}^n (a_{4i} \cdot a_{5i}) \end{array} \right. \quad (5-9-11)$$

公式 (5-9-8) 可改写为

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{11} = \cos^2 \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (\sin^2 \beta_i) + \sin^2 \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (\cos^2 \beta_i) - 2 \sin \beta_0 \cos \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (\sin \beta_i \cos \beta_i) \\ \quad = \cos^2 \beta_0 \cdot b_1 + \sin^2 \beta_0 \cdot b_2 - 2 \sin \beta_0 \cos \beta_0 \cdot b_3 \\ A_{12} = A_{21} = \sin \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (t_i \cos^2 \beta_i) - \cos \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (t_i \sin \beta_i \cos \beta_i) \\ \quad = \sin \beta_0 \cdot b_8 - \cos \beta_0 \cdot b_9 \\ A_{13} = A_{31} = \cos \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (t_i \sin^2 \beta_i) - \sin \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (t_i \sin \beta_i \cos \beta_i) \\ \quad = \cos \beta_0 \cdot b_7 - \sin \beta_0 \cdot b_9 \\ A_{22} = \sum_{i=1}^n (t_i^2 \cos^2 \beta_i) = b_5 \\ A_{23} = A_{32} = -\sum_{i=1}^n (t_i^2 \sin \beta_i \cos \beta_i) = -b_6 \\ A_{33} = \sum_{i=1}^n (t_i^2 \sin^2 \beta_i) = b_4 \end{array} \right. \quad (5-9-12)$$

公式 (5-9-9) 可改写为

$$\begin{cases} B_1 = \cos \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (a_{1i} \cdot a_{5i}) - \sin \beta_0 \cdot \sum_{i=1}^n (a_{2i} \cdot a_{5i}) = \cos \beta_0 \cdot b_{10} - \sin \beta_0 \cdot b_{11} \\ B_2 = -\sum_{i=1}^n (a_{4i} \cdot a_{5i}) = -b_{13} \\ B_3 = \sum_{i=1}^n (a_{3i} \cdot a_{5i}) = b_{12} \end{cases} \quad (5-9-13)$$

由此可见, 在已知 $b_1 \sim b_{13}$ 的情况下, 同样可进行累积计算 A 、 B 的行列式值, 且与原有公式完全等价。因此, 在协同 TMA 过程中, A 艇按式 (5-9-10) 累积, 一定时间后, 将参数 $b_1 \sim b_{13}$ 发送到 B 艇, B 艇按原有公式 (5-9-8) ~ 式 (5-9-9) 或新公式 (5-9-12) ~ 式 (5-9-13) 进行累积, 最后将 A 、 B 艇的数据组合在一起, 即可求解出目标运动要素。

(3) 协同定位算法 3。

算法 1、2 传输的数据量还相对较多。而对于静止单观测站, 只要目标的航路勾径不为 0, 或初始目标舷角不为 0, 通过 3 次以上的纯方位测量, 便可以唯一地确定目标相对参数 $X_0 = [V_{mx}/D_0, V_{my}/D_0]^T$, 并可以进一步估计出目标的航向 $C_m = \arctan\left(\frac{V_{mx}/D_0}{V_{my}/D_0}\right)$ 。当目标航向收敛后, 将仅此一个参数发送给 B 艇, 就能对目标的其他运动参数进行估计了。

静止单观测站求解目标航向的算法为成熟算法, 以下推导在已知目标航向的情况下, 求解目标运动参数 (初距、速度) 的最小二乘算法公式系。

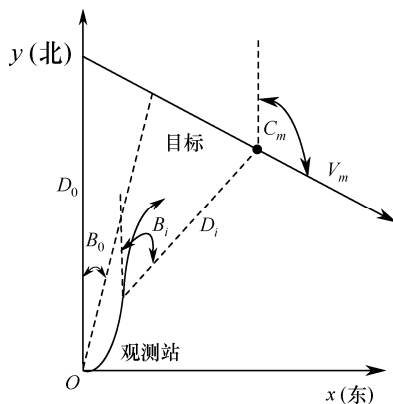


图 5-51 几何态势图

由图 5-51 可得:

$$D_0 \cos B_0 - V_m t \sin C_m = Y_{wi} + D_i \cos B_i \quad (5-9-14)$$

$$D_0 \sin B_0 + V_m t \cos C_m = X_{wi} + D_i \sin B_i \quad (5-9-15)$$

由以上两式可得:

$$D_0 \sin(B_i - B_0) - t \cos(B_i - C_m) V_m = Y_{wi} \sin B_i - X_{wi} \cos B_i \quad (5-9-16)$$

令: $a_i = \sin(B_i - B_0)$, $b_i = t \cos(B_i - C_m)$, $c_i = Y_{wi} \sin B_i - X_{wi} \cos B_i$; $X_1 = D_0$, $X_2 = V_m$ 。

则 (5-9-16) 式可写成:

$$a_i \cdot X_1 + b_i \cdot X_2 - c_i = 0 \quad (5-9-17)$$

或写作: $F(X_1, X_2) = 0$

利用最小二乘原理得:

$$\frac{\partial}{\partial X_i} \sum_{k=1}^n [F(X_1, X_2)]^2 = 0, \quad i=1,2 \quad (5-9-18)$$

其中, $\sum_{k=1}^n$ 表示 n 次的观测相加。

对 X_i 求偏导后构成的方程组写成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} \quad (5-9-19)$$

其中: $a_{11} = \sum_{k=1}^n a_k^2$, $a_{12} = \sum_{k=1}^n a_k b_k$, $a_{21} = a_{12}$, $a_{22} = \sum_{k=1}^n b_k^2$; $B_1 = \sum_{k=1}^n a_k c_k$, $B_2 = \sum_{k=1}^n b_k c_k$ 。

求解线性方程组 $AX = B$, 即可得到目标的初始距离 D_0 和目标速度 V_m 。

5.10 目标运动要素解算效果在线评估

目标运动要素解算效果在线评估是定位解算过程中, 在未知目标真实参数的情况下, 对目标运动要素解算定位误差精度进行实时估计, 给出能够逼近真实定位误差大小及散布特性的估计结果。

5.10.1 解算精度评估

对目标定位的最终目的之一是为了对其发起攻击, 而定位误差直接影响到武器的打击效果——如制导武器的发现概率和命中概率。在定位误差估计中, 由于 Fisher 信息阵的逆 (C—R 下界) 表征了状态矢量估计精度所能达到的下界, 而且估计误差协方差阵是正半定的, 很多文献都将它作为目标要素解算的精度准则, 这种方法不需要大量的计算, 但需要知道目标运动的真实参数。当已知目标的真实运动时, 可以得到准确的 C—R 下界, 然实际情况下, 目标真实运动未知, 从理论上讲, 无论如何是无法得到准确的 C—R 下界的, 计算出的 C—R 下界只能是近似值。为了有效地控制/导引制导武器, 需要及时准确地了解定位误差精度, 获得能够反应真实解算误差的估计结果, 以供作战决策使用。

假设目标做匀速直线运动。以正北方向为 y 轴方向, 正东方向为 x 轴方向, 建立大地直角坐标系。设目标运动状态为: $\mathbf{X} = [x_T(t), y_T(t), v_{Tx}, v_{Ty}]^T$, 其中 $x_T(t), y_T(t)$ 表示目标在 t 时刻位置的横纵坐标, v_{Tx}, v_{Ty} 分别为目标在横纵坐标轴上的速度分量, 观测平台 t 时刻的位置坐标为 $\mathbf{X}_o(t) = [x_o(t), y_o(t)]^T$ 。量测方程为

$$\begin{aligned} B_{mk} &= \arctan \left(\frac{x_T(t_k) - x_o(t_k)}{y_T(t_k) - y_o(t_k)} \right) + v_k \\ &= \arctan \left(\frac{x_T(t_1) + v_{Tx}(k-1)\Delta t - x_o(t_k)}{y_T(t_1) + v_{Ty}(k-1)\Delta t - y_o(t_k)} \right) + v_k \quad k=1,2,\dots,N \end{aligned} \quad (5-10-1)$$

其中, Δt 为等采样时间间隔, $B_k = \arctan\left(\frac{x_T(t_k) - x_o(t_k)}{y_T(t_k) - y_o(t_k)}\right)$ 为目标真实方位, $\{v_k\}_{k=1}^N$ 表示高斯白噪声序列, 其方差为 σ^2 。可见, $B_{mk} \sim N(B_k, \sigma^2)$, 量测方位序列为 $B_m = \{B_{mk}\}_{k=1}^N$ 。根据 C—R 下界定理, 有下式成立:

$$\mathbf{P} = E\{(\hat{\mathbf{X}}(B_m) - \mathbf{X})(\hat{\mathbf{X}}(B_m) - \mathbf{X})'\} \geq \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{X}) \quad (5-10-2)$$

上式中, \mathbf{P} 为目标运动参数估计误差协方差阵, $\hat{\mathbf{X}}(B_m)$ 为目标真实状态 \mathbf{X} 的无偏估计量, $\mathbf{I}(\mathbf{X})$ 为 Fisher 信息阵。 B_m 在真实状态下的条件概率密度函数为

$$P(B_m | \mathbf{X}) = \frac{1}{(2\pi)^{N/2} \sigma^N} \exp\left\{-\frac{1}{2\sigma^2} \sum_{k=1}^N (B_{mk} - B_k)^2\right\}$$

由此式有:

$$\ln P(B_m | \mathbf{X}) = \ln C + \left\{-\frac{1}{2\sigma^2} \sum_{k=1}^N (B_{mk} - B_k)^2\right\} \quad (5-10-3)$$

其中 C 为常数。

当目标状态为 $\mathbf{X} = [x_T(t_1), y_T(t_1), v_{Tx}, v_{Ty}]^T$ 时, 有

$$\begin{aligned} \frac{\partial \ln P}{\partial x_T(t_1)} &= \frac{1}{\sigma^2} \sum_{k=1}^N \left\{ (B_{mk} - B_k) \frac{\Delta y_k}{r_k^2} \right\} \\ \frac{\partial^2 \ln P}{\partial x_T(t_1)^2} &= \frac{1}{\sigma^2} \sum_{k=1}^N \left\{ -\left[\frac{\Delta y_k}{r_k^2} \right]^2 + (B_{mk} - B_k) \cdot \left[-\frac{2\Delta y_k \cdot \Delta x_k}{r_k^4} \right] \right\} \end{aligned}$$

则有信息阵的第一个对角线元素:

$$\begin{aligned} F_{11} &= -E \left[\frac{\partial^2 \ln P}{\partial x_T(t_1)^2} \right] = \frac{1}{\sigma^2} \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta y_k)^2}{r_k^4} \\ \frac{\partial^2 \ln P}{\partial v_{Tx}^2} &= \frac{1}{\sigma^2} \sum_{k=1}^N \left\{ -\left[\frac{(k-1)\Delta t \cdot \Delta y_k}{r_k^2} \right]^2 + (B_{mk} - B_k) \cdot \frac{\partial^2 B_k}{\partial v_{Tx}^2} \right\} \end{aligned} \quad (5-10-4)$$

由上式得信息阵的第三个对角线元素:

$$F_{33} = -E \left[\frac{\partial^2 \ln P}{\partial v_{Tx}^2} \right] = \frac{1}{\sigma^2} \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta y_k)^2 [(k-1)\Delta t]^2}{r_k^4} \quad (5-10-5)$$

类似地, 可以得到 FIM 的其他元素, 这样, 在目标运动状态参数 $\mathbf{X} = [x_T(t_1), y_T(t_1), v_{Tx}, v_{Ty}]^T$ 下的 FIM 为

$$\mathbf{FIM}_{mov1} = [\mathbf{F}_{ij}]_{4 \times 4} \quad (5-10-6)$$

其中:

$$\begin{aligned} F_{11} &= \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta y_k)^2}{\sigma^2 r_k^4}, \quad F_{22} = \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta x_k)^2}{\sigma^2 r_k^4}, \quad F_{33} = \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta y_k)^2 [(k-1)\Delta t]^2}{\sigma^2 r_k^4}, \quad F_{44} = \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta x_k)^2 [(k-1)\Delta t]^2}{\sigma^2 r_k^4} \\ F_{12} &= F_{21} = -\sum_{k=1}^N \frac{\Delta x_k \Delta y_k}{\sigma^2 r_k^4}, \quad F_{13} = F_{31} = \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta y_k)^2 (k-1)\Delta t}{\sigma^2 r_k^4}, \quad F_{14} = F_{41} = -\sum_{k=1}^N \frac{\Delta x_k \Delta y_k (k-1)\Delta t}{\sigma^2 r_k^4} \end{aligned}$$

$$F_{23} = F_{32} = -\sum_{k=1}^N \frac{\Delta x_k \Delta y_k (k-1)\Delta t}{\sigma^2 r_k^4}, \quad F_{24} = F_{42} = \sum_{k=1}^N \frac{(\Delta x_k)^2 (k-1)\Delta t}{\sigma^2 r_k^4}, \quad F_{34} = F_{43} = -\sum_{k=1}^N \frac{\Delta x_k \Delta y_k [(k-1)\Delta t]^2}{\sigma^2 r_k^4}$$

$$\Delta x_k = x_T(t_1) + v_{Tx}(k-1)\Delta t - x_o(t_k), \quad \Delta y_k = y_T(t_1) + v_{Ty}(k-1)\Delta t - y_o(t_k), \quad r_k^2 = (\Delta x_k)^2 + (\Delta y_k)^2$$

则多平台在状态 $\mathbf{X} = [x_T(t_1), y_T(t_1), v_{Tx}, v_{Ty}]^T$ 下的 FIM 为

$$\mathbf{FIM}_N = \sum_{i=1}^N \mathbf{FIM}_{mov1}^i \quad (5-10-7)$$

其中, i 为平台个数。

(1) 距离估计误差线性表示。

由微分法则知: 若 $r = f(x, y)$, 则有

$$dr = \frac{\partial r}{\partial x} \cdot dx + \frac{\partial r}{\partial y} \cdot dy \quad (5-10-8)$$

式中的 dr 为 r 的微分, 也可以认为是其偏差。

假定 t 时刻目标相对于观测平台的位置坐标为 $[x(t), y(t)]$, 则有以下式成立:

$$r(t) = \sqrt{x(t)^2 + y(t)^2} \quad (5-10-9)$$

其中 $r(t)$ 为 t 时刻目标相对观测平台的距离, 这样, 可以得到下式:

$$\begin{aligned} dr &= \frac{x}{r} \cdot dx + \frac{y}{r} \cdot dy \\ &= \sin[B(t)] \cdot dx + \cos[B(t)] \cdot dy \end{aligned} \quad (5-10-10)$$

由式 (5-10-10) 即得 $r(t)$ 的估计误差的方差为

$$\sigma_r^2(t) = \mathbf{h}'(t) \mathbf{FIM}^{-1}(t) \mathbf{h}(t) \quad (5-10-11)$$

其中:

$$\mathbf{h}(t) = \frac{\partial r(t)}{\partial \mathbf{X}(t)} = [\sin(B(t)) \quad \cos(B(t)) \quad 0 \quad 0]^T \quad (5-10-12)$$

$\mathbf{FIM}^{-1}(t)$ 为 t 时刻的 \mathbf{FIM} 的逆阵。

故距离估计误差的线性表示为

$$\sigma_r^2(t) = \mathbf{h}'(t) \mathbf{FIM}^{-1}(t) \mathbf{h}(t)$$

其离散形式为

$$\sigma_{r(k)}^2 = \mathbf{h}'(k) \mathbf{FIM}_{movk}^{-1} \mathbf{h}(k) = \mathbf{h}'(k) \Phi(t_k, t_1) \mathbf{FIM}_{mov1}^{-1} \Phi'(t_k, t_1) \mathbf{h}(k) \quad (5-10-13)$$

(2) 速度估计误差线性表示。

设目标速度为 $V(t)$, 其在 x 轴和 y 轴的分量分别为: $V_x(t), V_y(t)$, 显然有以下式成立:

$$V(t) = \sqrt{V_x(t)^2 + V_y(t)^2} \quad (5-10-14)$$

由微分法则得:

$$dV = \frac{V_x}{V} \cdot dV_x + \frac{V_y}{V} \cdot dV_y \quad (5-10-15)$$

其中 dV, dV_x, dV_y 分别为目标速度及其分量的微分。因此速度估计误差为

$$\sigma_v^2 = \mathbf{g}'(t) \mathbf{FIM}^{-1}(t) \mathbf{g}(t) \quad (5-10-16)$$

其中:

$$\mathbf{g}(t)=[0 \quad 0 \quad \sin(C_T) \quad \cos(C_T)]^T \quad (5-10-17)$$

$\mathbf{FIM}^{-1}(t)$ 为 t 时刻的 \mathbf{FIM} 的逆阵。故速度估计误差的线性表示为

$$\sigma_V^2 = \mathbf{g}'(t)\mathbf{FIM}^{-1}(t)\mathbf{g}(t)$$

其离散形式为

$$\sigma_V^2 = \mathbf{g}'(k)\mathbf{FIM}_{movk}^{-1}\mathbf{g}(k) = \mathbf{g}'(k)\Phi(t_k, t_1)\mathbf{FIM}_{mov1}^{-1}\Phi'(t_k, t_1)\mathbf{g}(k) \quad (5-10-18)$$

(3) 航向估计误差线性表示。

设目标航向为 $C(t)$, 目标速度在 x 轴和 y 轴的分量分别为: $V_x(t), V_y(t)$, 则有以下式成立:

$$C(t) = \arctan \frac{V_x(t)}{V_y(t)} \quad (5-10-19)$$

上式随着航向大于 90° 或大于 180° (对称情形, 只考虑小于 180° 即可) 会有改变, 但不影响下面的推导。上式两边取微分得:

$$dC = \frac{1}{\left(1 + \frac{V_x}{V_y}\right)^2} \cdot \left(\frac{1}{V_y}\right) \cdot dV_x - V_x \cdot \frac{1}{V_y^2} \cdot dV_y \quad (5-10-20)$$

经过简单的变化, 可以得到:

$$dC = \frac{1}{V^2} (V_y \cdot dV_x - V_x \cdot dV_y) \quad (5-10-21)$$

其中 dV_x, dV_y 分别为目标速度及其分量的微分。则航向估计误差方差为

$$\sigma_C^2 = \mathbf{p}'(t)\mathbf{FIM}^{-1}(t)\mathbf{p}(t) \quad (5-10-22)$$

式中:

$$\mathbf{p}(t)=[0 \quad 0 \quad \cos(C_T)/V \quad \sin(C_T)/V]^T \quad (5-10-23)$$

$\mathbf{FIM}^{-1}(t)$ 为 t 时刻的 \mathbf{FIM} 的逆阵。故航向估计误差的线性表示为

$$\sigma_C^2 = \mathbf{p}'(t)\mathbf{FIM}^{-1}(t)\mathbf{p}(t)$$

其离散形式为

$$\sigma_C^2 = \mathbf{p}'(k)\mathbf{FIM}_{movk}^{-1}\mathbf{p}(k) = \mathbf{p}'(k)\Phi(t_k, t_1)\mathbf{FIM}_{mov1}^{-1}\Phi'(t_k, t_1)\mathbf{p}(k) \quad (5-10-24)$$

5.10.2 解算稳定性评估

通过对目标运动要素解算结果的统计分析与处理, 进行潜艇目标运动要素解算算法稳定度的在线判断, 这是在未知目标运动要素真实值的条件下对解算结果稳定性的实时在线判断。具体实现方法如图 5-52 所示, 包括以下步骤:

① 设置尺度标准及稳定等级。按潜艇目标运动要素解算评定指标, 设置尺度标准为初距误差 $\sigma_D=5$ 链, 速度误差 $\sigma_V=2$ kn, 航向误差 $\sigma_C=5^\circ$; 稳定等级分为 1~4 级, 当目标运动要素解算误差小于等于 σ 时为 1 级, 当目标运动要素解算误差大于 σ 且小于等于 2σ 时为 2 级, 当目标运动要素解算误差大于 2σ 且小于等于 3σ 时为 3 级, 当目标运动要素解算误差大于 3σ 时为 4 级, 其中稳定度达到 1 级且持续一定时间, 表示目标运动要素解算结果已近似收敛。

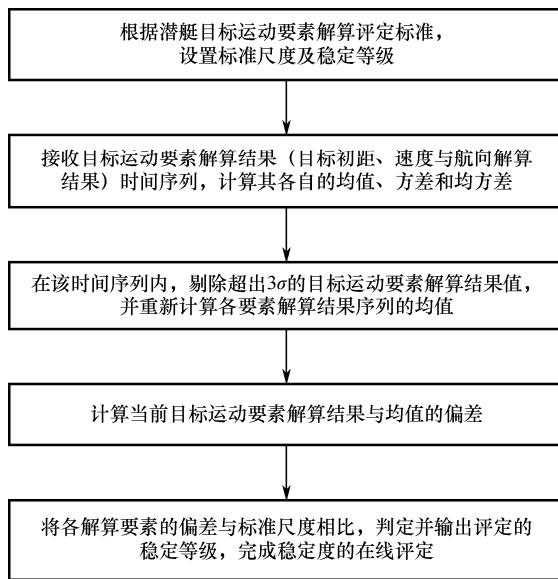


图 5-52 目标运动要素解算稳定性在线判断实现流程

② 计算解算结果的统计特征。计算潜艇目标运动要素解算结果时间序列的均值、方差和均方差。其中潜艇目标运动要素解算结果包括目标初距解算结果、速度解算结果和航向解算结果。均值、方差和均方差公式具体为：假设目标初距解算结果、速度解算结果和航向解算结果序列分别为 $\{JD0_i\}$ 、 $\{JVm_i\}$ 和 $\{JCm_i\}$ ，其中 $i=1, \dots, n$ ，以目标初距为例，

$$\text{均值: } E[JD0] = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n JD0_i;$$

$$\text{方差: } D[JD0] = \frac{1}{n-1} \sum_{k=1}^n (JD0_i - E[JD0])^2;$$

$$\text{均方差: } \sigma_{JD0} = \sqrt{D[JD0]}.$$

③ 剔除解算结果中的超差点。根据②中计算的均值、方差和均方差，在潜艇目标运动要素解算结果时间序列中剔除超出 3σ 的点，并重新计算潜艇目标运动要素解算结果时间序列的均值。

④ 计算当前解算误差。计算当前潜艇目标运动要素解算结果与序列均值的误差，即将当前潜艇目标运动要素解算结果与其序列均值相减。误差公式以目标初距误差为例， $\Delta JD0_n = JD0_n - E[JD0]$ ，其中 $\Delta JD0_n$ 为第 n 时刻解算的目标初距误差， $JD0_n$ 为第 n 时刻解算的目标初距， $E[JD0]$ 为第 n 时刻计算得到的目标初距解算结果序列的均值。

⑤ 通过比对确定稳定等级。将当前潜艇目标运动要素解算误差的绝对值与标准尺度相比，若初距解算结果、速度解算结果和航向解算结果满足某稳定等级条件且同时持续一定时间，则输出三者稳定等级值最大的稳定等级，完成稳定度的在线评定。

5.10.3 解空间及置信度估计

实际作战过程中，解算误差的大小、解算结果的可靠性直接影响着作战决策依据的质量，若解算结果不可靠，会导致决策结果不可信，影响指挥员的决策力度。由于传感器存

在量测误差, 获得的目标状态估计误差变化较大, 点估计无法有效反应估计误差水平, 常用的运动目标不确定区域计算方法是: 采用基于二维正态分布概率密度函数的置信椭圆表征目标的不确定区域。而概率误差椭圆 (EEP) 和概率误差圆 (CEP) 是进行误差分析时经常使用的两种评价标准。如果误差服从正态分布, 那么误差区域是一个椭圆, 称为概率误差椭圆。概率误差圆在概念上与 EEP 相似。它是一个以求得的目标坐标为中心的圆形区域, 目标以指定的概率落在该圆内。但这两种误差分析方法不能直观反映要素解算误差大小及解算结果的可信度问题, 为此, 这里主要介绍能够直观反映解算结果可信度的评估方法——解空间及置信度估计。

假定传感器量测信息预处理后的方位序列为 $\{B_1, \dots, B_n\}$ 。选择第一个和最后一个方位, 令 $B_{\text{first}} = B_1$, $B_{\text{last}} = B_n$ 。在方位 B_{first} 上选择 N 个可能的目标初始距离, 在最后一个方位 B_{last} 上选择 M 个可能的目标当前距离。初始距离点 $R_{\text{first}}(i)$ 和当前距离点 $R_{\text{last}}(j)$ 连线组成了目标航迹 $Z(i, j)$, 此航迹也包括由 $R_{\text{first}}(i)$ 和 $R_{\text{last}}(j)$ 共同产生的目标速度 $V(i, j)$ 、目标航向 $C(i, j)$ 。由 N 个初始距离点和 M 个当前距离点组成 $N \times M$ 个目标航迹, 这 $N \times M$ 个航迹组成了 TMA 的解空间, 解空间受方位 B_{first} 和 B_{last} 上目标位置点选取的影响。

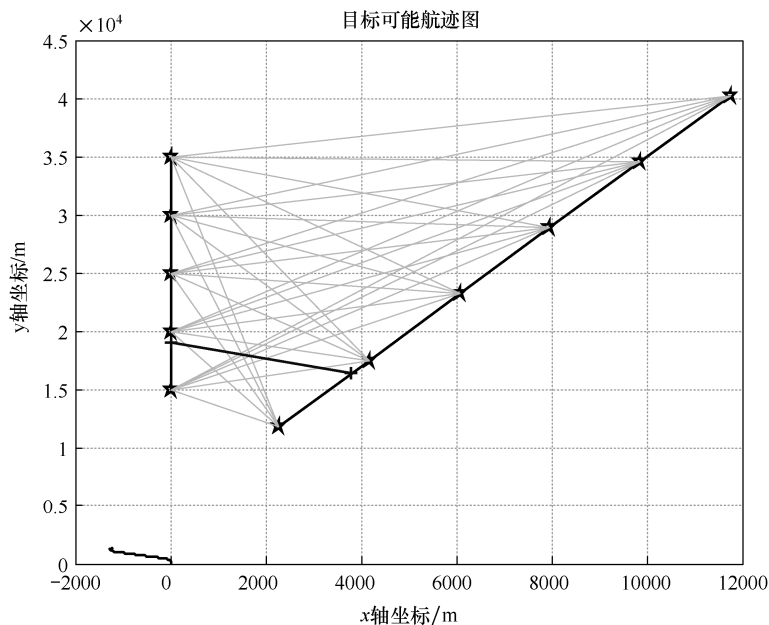


图 5-53 TMA 解空间目标可能航迹示意图

图 5-53 中, 坐标 0 点出发的黑色线条表示本艇航迹; 垂直黑色星线表示初始方位; 黑色斜星线表示当前时刻方位; 两方位间的所有灰色细线条表示目标可能航迹; 两方位间的黑色线条表示目标真实航迹。

将纯方位目标航迹质量因子定义为 $Q(i, j)$, 表示如下:

$$Q(i, j) = \sum_{k=1}^n w_k (B_k - B_k^{\text{est}(i, j)})^2 \quad (5-10-25)$$

其中, 权值 w_k 的取值为估计的预处理方位 B_k 的标准偏离的倒数。

对质量因子取倒数，并归一化处理到 $[0,1]$ 区间，当质量因子取值大于 0.8 时，则认为这个解具有一定的可信度，如图 5-54 所示。

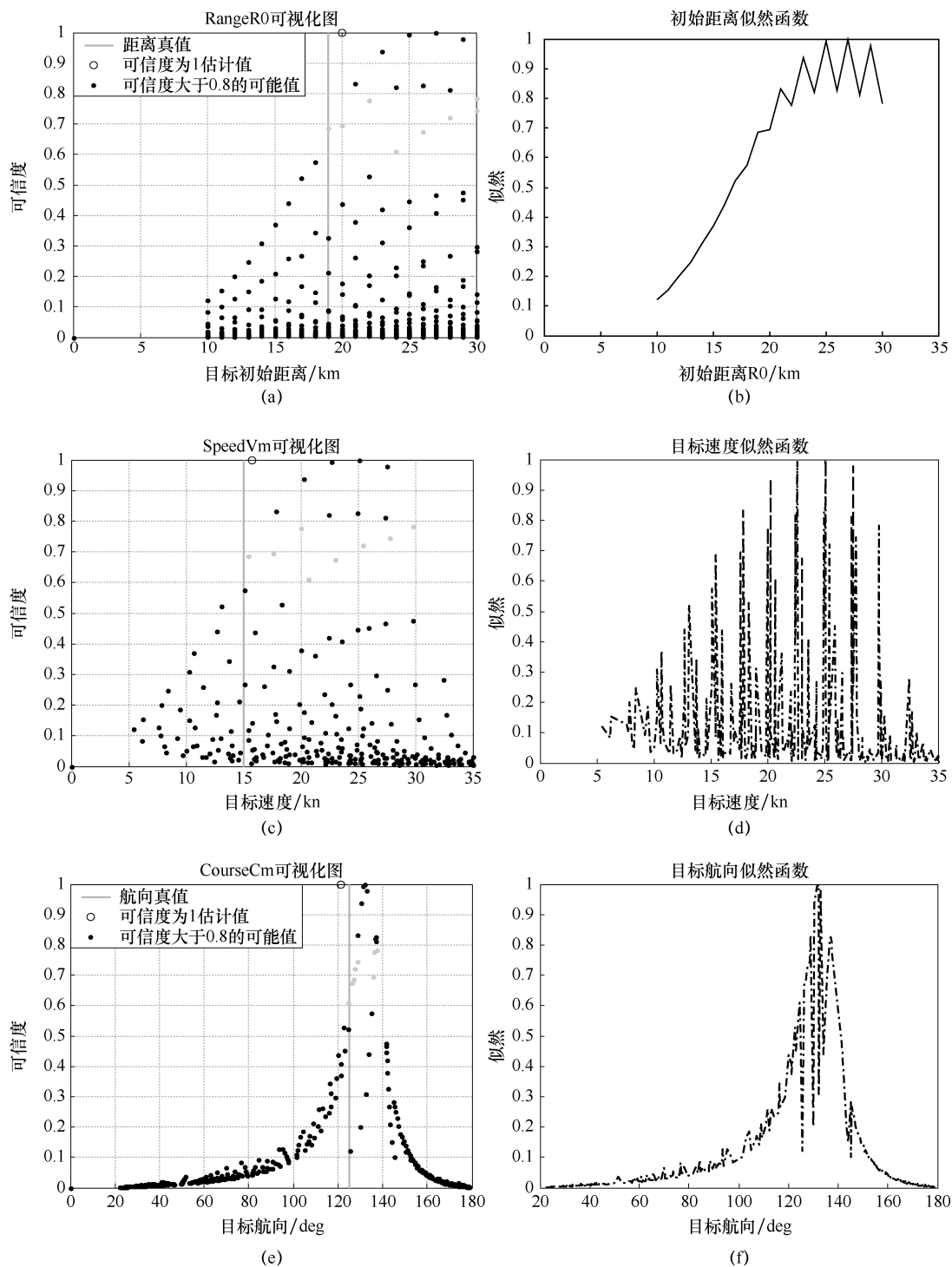


图 5-54 跟踪 900 s 后解空间可视化结果及似然分布

图中竖线代表真值，空心圆圈代表可靠度为 1 的最佳解。在解空间可视化结果中，可靠度为 1 的最佳解分别为：初距 22 km，目标速度 18.04 kn，目标航向 123.51° 。

将可信度 ≥ 0.8 的解空间宽度作为最佳解可靠性的度量，从上图可看出：距离解是相当固定的，仅 19~25 km 是置信度大于 0.8 的初距可能解空间；航向解最为精确，置信度 ≥ 0.8 的解空间宽度仅 7° 左右；速度解可靠度大于 0.8 的可能解空间为 15.27~20.88 kn。

5.11 仿真案例

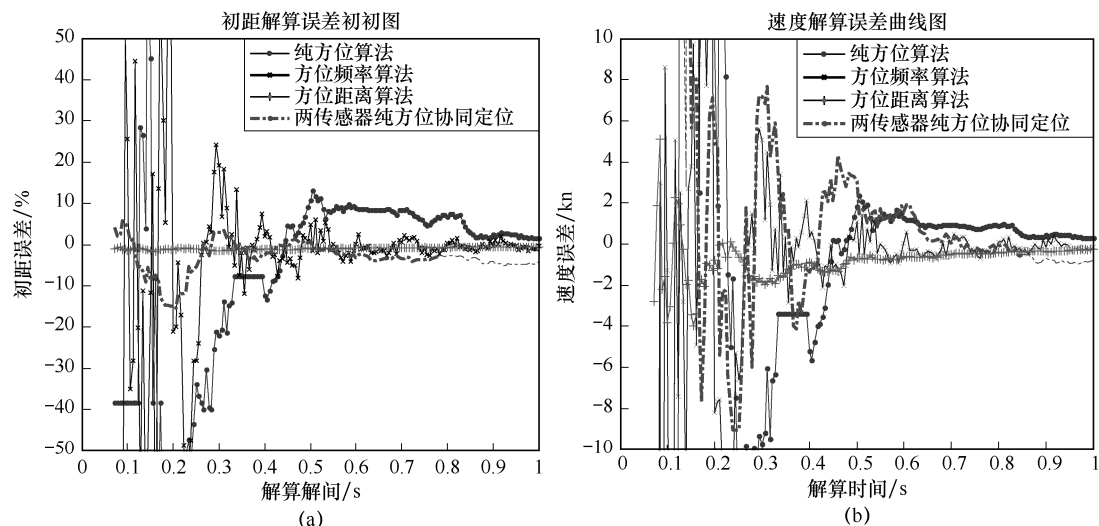
本节将给出几种典型情况下的目标运动要素解算案例，以简要说明各方法的适用条件及效果。

5.11.1 不同量测条件下匀速直航目标运动要素解算仿真

设定仿真态势为：目标初始方位为 0° （正北），目标初始距离为 30 km，速度为 18 kn，航向为 150° ，潜艇初始速度为 6 kn，初始航向为 0° （纯方位量测条件下需本艇机动）或 90° （除纯方位外的其他量测条件下，本艇保持匀速直航）。分别考察在纯方位、方位—距离、方位—频率，以及单平台双传感器协同探测（方位）等条件下的目标运动要素解算情况，其中单平台双传感器间的距离为 1 km。假设在各条件下的方位量测误差均方差相同。

某一航次的目标运动要素解算仿真效果如图 5-55 所示。

由图 5-55 可知，在本案例中，若以算法收敛的快慢、解算精度及稳定性等为评价指标，方位—距离量测条件下的目标运动要素解算算法（简称方位—距离算法，下同）具有最优的性能，方位—频率算法次之，纯方位量测条件下的算法最次。此外，在纯方位条件下，若采用单平台（单传感器）纯方位算法，则根据其原理需要本艇做有效机动，而若采用双传感器协同定位方法则无须本艇机动，但是二者的解算效果仍可相当。



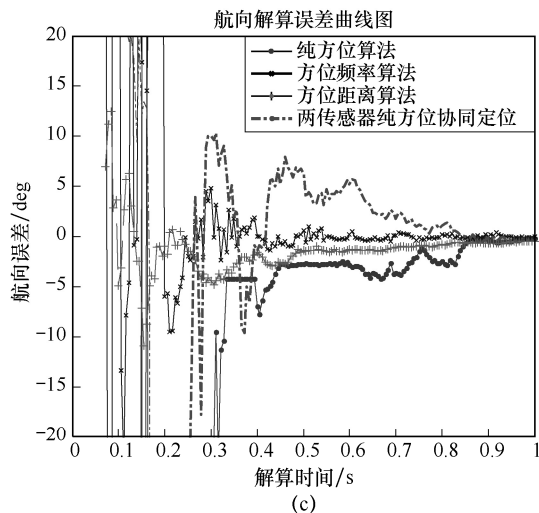


图 5-55 不同量测条件下匀速直航目标运动要素解算效果

5.11.2 机动目标运动要素解算仿真

本节仿真中假定目标做一次折线机动，即在机动前后做匀速直线运动，潜艇采用纯方位量测信息进行目标运动要素解算。

设定仿真态势为：目标初始方位为 0° （正北），目标初始距离为 30 km，速度为 18 kn，航向为 150° ，目标在第 15 min 转向至 200° ；潜艇初始速度为 6 kn，初始航向为 0° 。其中潜艇按推荐机动航路航行。

某一航次的机动目标要素解算效果如图 5-56 所示。

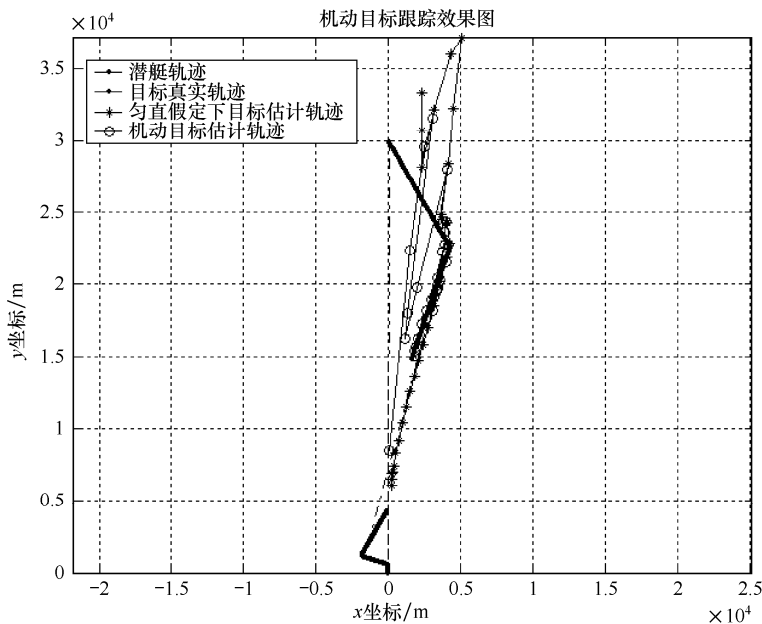


图 5-56 机动目标运动要素解算效果

从图 5-56 中可见,通过目标机动检测判别目标发生机动后,机动目标运动要素解算方法能够较稳定地跟踪目标。

5.12 小结

本章主要针对潜艇目标运动要素解算问题,首先介绍了目标定位系统的可观测性分析及结论,然后根据不同的量测及已知条件,分别探讨了纯方位、方位—距离、水声信号等量测条件,以及已知部分目标要素等情况下的目标运动要素解算方法;同时,针对会聚区目标、机动目标、多平台协同探测目标等情况,给出了相应的目标运动要素解算方法与途径。最后给出了在典型情况下的目标运动要素解算案例,进一步说明了各解算方法的适用条件及效果。

参考文献

- [1] S.C. Nardone, V.J. Aidala. Observability Criteria For Bearing—Only Target Motion Analysis[J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., vol. AES-17, No.2, pp162-166, Mar 1981.
- [2] S.H. Hammel, V.J. Aidala. Observability Requirements for Three—Dimensional Tracking via Angle Measurements[J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., vol. AES-21, No.2, pp200-207, Mar 1985.
- [3] E. Fogel, M. Gavish. Nth-order Dynamics Target Observability from Angle Measurements[J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., vol. AES-24, No.2, pp305-308, May 1988.
- [4] K. Becker. Simple Linear Theory Approach to TMA Observability[J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., vol. AES-29, No.2, pp575-578, Apr 1993.
- [5] Claude. Jauffret, Denis. Pillon. Observability in Passive Target Motion Analysis[J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., vol. AES-32, No.4, pp1290-1300, Oct 1996.
- [6] 赵旭, 袁富宇. 一要素/二要素多方位定位系统的可观测性分析[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2003, 第 6 期.
- [7] 董志荣. 纯方位系统本载体最优机动控制问题[J]. 潜艇学术研究, 1998 年第 2 期.
- [8] 李洪瑞, 盛安东. 离散纯方位系统的可观测性判据[J]. 控制理论与应用, 2009 年第 5 期.
- [9] 李洪瑞, 盛安东. 连续纯方位系统的可观测性分析[J]. 兵工学报, 2009 年第 11 期.
- [10] Li Hongrui, Sheng Andong, Chen Li. Two—Step Modeling and Observability for Bearings—Only Tracking[C]. Proceedings of the 2009 IEEE, International Conference on Mechatronics and Automation August 9-12, 2009.
- [11] 李洪瑞, 董志荣, 王超纯. 方位目标运动分析四维状态的最小二乘模型及分析[J]. 指挥控制与仿真, 2007(5): 10-14.
- [12] 李洪瑞, 盛安东, 陈黎. 纯距离系统的可观测性分析及最优观测轨迹[C]. 首届全国信息融合学术年会论文集, 烟台, 2009: 257-261.
- [13] 李洪瑞, 董志荣. 基于解距离的纯方位观测器最优机动轨迹[J]. 火力与指挥控制, 2010 年第 4 期.
- [14] 李洪瑞. 不连续动态系统费歇尔信息矩阵计算[J]. 火力与指挥控制 2005 年学术年会论文集, 2005: 280-285.
- [15] Paul C H 著. 蔡志明等译. 水声建模与仿真[M]. 第 3 版. 北京: 电子工业出版社, 2005: 103-106.
- [16] 姚直象. 单矢量传感器及矢量阵信号处理研究[D]. 哈尔滨工程大学博士论文, 2006.

- [17] 孙超. 水下多传感器阵列信号处理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007: 127-129.
- [18] 陈敬军, 陆估人. 被动声呐线谱检测技术综述[J]. 声学技术, 2004 年第 23 卷第 1 期: pp.57-60.
- [19] 彭圆. 基于双谱的水下目标辐射噪声的特征提取与分类研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2003 年第 24 卷第 4 期: pp.390-394.
- [20] 陶剑锋, 陶秀. 基于 Hough 变换的被动声呐航迹起始[J]. 舰船电子工程. 2008, 28(1): 141-142.
- [21] 江磊, 惠俊英, 蔡平, 等. 干涉谱法测量水下竖直运动目标轨迹[J]. 海洋工程. 2006, 24(4): 38-42.
- [22] 万瑾, 宋志杰. 基于方位和线谱频移的 TMA 新算法[J]. 火力与指挥控制. 2008, 33(8): 58-61.
- [23] K.C. Ho, Y.T. Chan. An Asymptotically Unbiased Estimator for Bearings—Only and Doppler—Bearing Target Motion Analysis[J]. IEEE TRANSACTIONS ON SIGNAL PROCESSING, 2006, 54(3): 809-822.
- [24] Kuperman W A, D'Spain G L, Gerald L. Ocean Acoustic Interference Phenomena and Signal Processing[J]. AIP, 2002.
- [25] S.D. Chuprov. Interference structure of a Sound Field in a Layered Ocean[C]. in Ocean Acoustics, Current State, Edited by L.M. Brekhovskih and I.B. Andreevoi, Moscow, 1987: 71-91.
- [26] 杨娟, 惠俊英. 利用低频声压干涉谱进行目标运动参数估计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(3): 471-474.
- [27] 汪德昭, 尚尔昌. 水声学[M]. 北京: 科学出版社, 1981.
- [28] 刘伯胜, 雷家煜. 水声学原理[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 1997.
- [29] R.J. 尤立克著, 洪申译. 水声原理[M]. 哈尔滨: 哈尔滨船舶工程学院出版社, 1990.
- [30] F.E. Hale. Long Range Sound Propagation in the Deep Ocean[J]. Acoust. Soc. Am. 1961, 33: 456-464.
- [31] R.J. Urick, G.R. Lund. Coherence of Convergence Zone Sound[J]. Acoust. Soc. Am. 1968, 43(4): 723-729.
- [32] John J. Hanrahan. Predicting Convergence Zone Formation in the Deep Ocean[C]. France, UDT 1991, 352-357.
- [33] Ru J F, Jilkov V P, Li X R., et al. Sequential detection of target maneuvers[C]. Proc. of 2005 7th International Conf. on Information Fusion, Philadelphia, PA, USA, pp.345-351, 2005.
- [34] Ru J F, Bashi A, Li X R., et al. Performance comparison of target maneuver onset detection algorithms[C]. Proc. of SPIE Conf. on Signal and Data Processing of Small Targets, vol. 5428, 2004.
- [35] Lucas, J. The Design and Use of V-Mask Control Schemes [J]. Journal of Quality Technology, no 8, pp.1-12.1976.
- [36] Wald A. Sequential Analysis [M]. Wiley, New York, 1947.
- [37] 刘凯, 苗艳, 袁富宇. 用于纯方位机动目标跟踪的机动探测法[J]. 指挥控制与仿真, 2006, 28(2): 30-34.
- [38] 陈霞, 刘凯. 水声目标机动检测与跟踪[J]. 指挥控制与仿真, 2007, 29(6): 73-75.
- [39] 潘新祥, 刘凯. 基于方位线性预测的远距离目标机动检测方法[J]. 指挥控制与仿真, 2013, 35(2): 113-117.
- [40] 刘凯, 苗艳, 肖碧琴, 等. 基于舷侧自导的目标跟踪与攻击技术[J]. 水中兵器, 2013(4): 34-38.
- [41] Doron Blatt, Alfred O. Hero. Energy—Based Sensor Network Source Localization via Projection Onto Convex Sets[J]. IEEE Transactions On Signal Processing, Vol. 54, No 9 (Sep. 2006), 3614-3619.
- [42] 卜卿, 黄山良. 无源多站多目标定位问题探讨[J]. 数学模型与方法, pp39-41, 2006.3.
- [43] 刘健, 刘忠, 玄兆林. 纯方位两站协同目标运动分析算法研究[J]. 舰船科学技术, 2006 年 2 月第 28 卷第 1 期, 64-69.
- [44] 旷平昌, 王杰贵, 尹学忠. 多站测向定位中递归加权最小二乘法的技术分析[J]. 电子对抗, 2009 年第 1 期, pp.17-20.
- [45] 苏伟, 王国宏, 钟佩琳, 等. 基于总体最小二乘法和卡尔曼滤波的无源定位算法仿真[J]. 海军航空工程学院学报, 2009 年 1 月第 24 卷第 1 期, pp.65-68.

鱼雷武器控制

6.1 概述

鱼雷发展过程有几个突变阶段。从无动力到有动力可以说是第一次突变，从无控制到有控制为第二次突变，从无制导到有制导为第三次突变^[1-4]。

按照制导方式的不同，鱼雷可以分为声自导（又可分为被动声自导，主动声自导及主、被动声自导等）、尾流制导、导线制导（简称线导）^[5-12]以及程序控制式制导（也称机动仪导航）等多种类型。目前更是朝着联合制导的方向发展，即一条鱼雷分阶段分别使用不同类型的制导方式。

由于各种类型的鱼雷具有不同的性能，它们的射击方法是不完全一样的。潜艇、水面舰艇和飞机的鱼雷射击方法也都有所不同。在本章内我们将介绍鱼雷射击导引与打击效果预估的基本概念，并着重介绍潜艇使用鱼雷的射击导引方法。

6.2 直航鱼雷射击诸元解算

6.2.1 直航鱼雷正常提前角的计算

1. 正常提前角的定义

如图 6-1 所示，假设目标位于 T 点以速度 V_T 沿方向 C_T 匀速直航，鱼雷位于 O 点以速度 V_l 沿 C_l 匀速直航，两者在 A 点相遇。由此可得

$$\frac{S_T}{V_T} = \frac{S_l}{V_l} \quad (6-2-1)$$

令 $m = \frac{V_T}{V_l}$ ，则 $S_T = mS_l$ 。

式中： S_T ：鱼雷与目标相遇时目标的航程； S_l ：鱼雷与目标相遇时鱼雷的航程。

射击三角形各要素定义如下：

T ：鱼雷发射时目标的位置点，简称为瞄点；

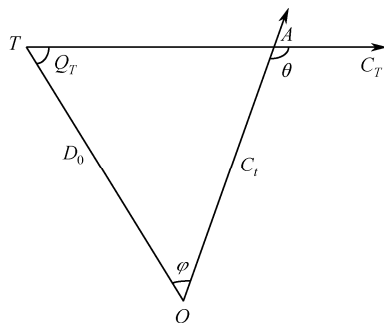


图 6-1 射击相遇三角形

O : 鱼雷发射时鱼雷的位置点 (或者是发射艇的位置点), 简称为发射点;

A : 鱼雷与目标相遇点, 简称命中点;

D_0 : 鱼雷发射时鱼雷与目标的距离, 简称射距;

Q_T : 鱼雷发射时的目标相对于本艇的目标舷角, 简称发射敌舷角, 它的取值范围为 $[-180^\circ, 180^\circ]$, 当它为负时则为左舷, 当它为正时则为右舷;

θ : 鱼雷与目标的相遇角, 它是目标航向线到鱼雷航向反方向线之间的夹角, 也有左右之分, 其取值范围为 $[-180^\circ, 180^\circ]$;

φ : 鱼雷提前角, 它是鱼雷发射时目标的方位线与鱼雷航向 (即发射方向) 之间的夹角, 与发射敌舷角舷别相同。

因此在射击三角形 OTA 中, 由正弦定理可得

$$\frac{\sin \varphi}{mS_t} = \frac{\sin Q_T}{S_t}$$

则有

$$\varphi = \arcsin^{-1}(m \sin Q_T) \quad (6-2-2)$$

式 (6-2-2) 求得的提前角 φ 通常称为正常提前角^[30]。

2. 具有一次转角功能的直射鱼雷正常提前角的计算

如图 6-2 所示, T 点是目标初始时刻位置点, 也是坐标原点, O 点是按下鱼雷发射按钮那一时刻量测传感器的位置。当直航鱼雷与目标 T 在 M 点相遇时, 投影到 x 轴和 y 轴的坐标应该相等。设鱼雷出管 (不包括发射延迟时间) 至发现目标所用时间为 t , 鱼雷在出管后直航段距离为 S_z , 鱼雷从出管到与目标相遇时的总航程为 S_t 。同时, 设目标初距为 D_0 、方位为 B_0 、航速为 V_T 、航向为 C_T 、本艇发射鱼雷的航向为 C_O 、本艇航速为 V_O 、鱼雷速度为 V_t 、鱼雷一次转角为 ω (顺时针为正, 逆时针为负)、鱼雷一次转向后直航航向为 C_t ($C_t = C_O + \omega$)。

我们推导公式的出发点是把 OT 分别向 C_t 方向和 $\perp C_t$ 方向投影, 然后再找出这两个投影量与其他量的关系。从图中可以得出如下关系式:

$$OT_1 = T_1O_1 + O_1O_2 + OO_2 \quad (6-2-3)$$

$$TT_1 = MA_1 - MT_2 - O_1A_1 \quad (6-2-4)$$

其中

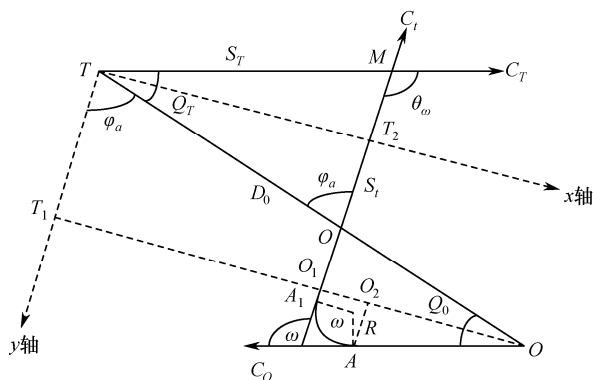


图 6-2 直航雷一次转角射击示意图

$$OT_1 = D_0 \sin \varphi_a$$

$$O_1T_1 = TM \sin \theta_\omega = \frac{S_t}{V_t} V_T \sin \theta_\omega = m \cdot S_t \cdot \sin \theta_\omega$$

$$O_1O_2 = R - R \cos \omega$$

$$OO_2 = OA \sin(Q_0 + \varphi_a) = S_z \sin \omega$$

$$TT_1 = D_0 \cos \varphi_a$$

$$MA_1 = S_t - S_z - R\omega$$

$$MT_2 = -MT \cos \theta_\omega = -m \cdot S_t \cdot \cos \theta_\omega$$

$$O_1A_1 = -S_z \cos \omega - R \sin \omega$$

把以上各式代入式 (7-2-3) 和式 (7-2-4) 可得

$$D_0 \sin \varphi_a = m \cdot S_t \cdot \sin \theta_\omega + R \cdot (1 - \cos \omega) + S_z \cdot \sin \omega \quad (6-2-5)$$

$$D_0 \cos \varphi_a = m \cdot S_t \cdot \cos \theta_\omega + S_t - R \cdot (\omega - \sin \omega) + S_z \cdot (\cos \omega - 1) \quad (6-2-6)$$

其中 $0 \leq \omega \leq \pi$ 。

由此可计算鱼雷转角 ω ，从而也可得到鱼雷转角射击的正常提前角 $\varphi_a = \omega - Q_0$ 。

3. 射击诸元计算过程中的相关修正

以上所述射击方程为理想状态下的射击方程，但在实际的鱼雷攻击过程中存在一定的误差，而这些误差是我们必须考虑的。首先系统利用声呐对目标进行跟踪及目标运动要素解算，而目标航行产生的辐射噪声被声呐接收是有声传播延时的。另外，鱼雷出管也有延时。直航雷在射击过程中，瞄准点一般选取在目标的中间，而声呐接收的辐射噪声主要是目标尾部螺旋桨发出的，因此，这段距离也需要修正^[31]。

假设噪声传播的速度为 c_0 ，则目标被声呐捕获所需的时间为 $\frac{D}{c_0}$ 。设目标的长度为 L_T ，

鱼雷射击延时为 Δt ，则鱼雷实际出管后目标移动的距离为 $V_T(\frac{D}{c_0} + \Delta t) + 0.5L_T$ ，求修正量

$\Delta Q'_0$ 。由图 6-3 可知：

$$D' = \sqrt{(D \sin Q_T)^2 + [D \cos Q_T - V_T(\frac{D}{c_0} + \Delta t) - \frac{L_T}{2}]^2} \quad (6-2-7)$$

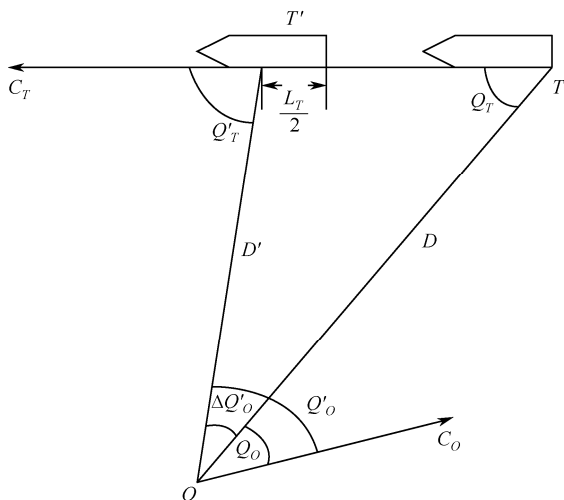


图 6-3 声传播延迟的修正

$$\Delta Q'_O = \arcsin \frac{[V_T (\frac{D}{c_0} + \Delta t) + \frac{L_T}{2}] \sin Q_T}{D'} \quad (6-2-8)$$

$$\begin{cases} \Delta Q'_O = Q'_O - Q_O \\ Q'_T = \Delta Q'_O + Q_T \end{cases} \quad (6-2-9)$$

6.2.2 直航鱼雷齐射散角及转角的计算

1. 直航鱼雷扇面齐射散角的概念

假设鱼雷航行无散布，则系统组织控制的数枚鱼雷扇面齐射出管后，各雷将按照系统预先计算给定的射击诸元进行直航，当齐射的两雷直航到目标的航向线时刚好命中目标的舰首与舰尾，则两雷航向线之间的夹角称为扇面齐射鱼雷的几何散角，以 α 表示^{[9][13-16]}。

如图 6-4 所示，假设系统控制两枚鱼雷齐射，设目标 T 的有效长度为 L_T ，图中 α 就为扇面齐射鱼雷的散角。同时从图中可以看出齐射散角不宜选得过大，否则目标会有从两雷间漏过的可能，因此为了能使齐射散角满足一定的射击条件，接下来引入扇面齐射鱼雷命中间隔以及扇面齐射鱼雷间隔概念，并讨论它们三者之间的关系。

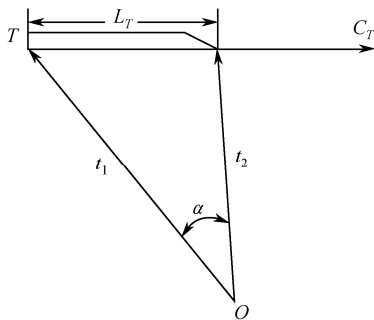


图 6-4 直航鱼雷的扇面齐射散角

2. 扇面齐射鱼雷命中间隔与鱼雷间隔

假设鱼雷航行无散布, 在一定的射击条件下系统组织控制的数枚鱼雷扇面齐射出管后, 各雷会按照系统预先计算给定的射击诸元进行直航, 当齐射的两雷直航到目标的航向线时刚好命中目标的舰首与舰尾, 则两雷航迹之间的垂直距离称为鱼雷命中间隔, 以 d_l 表示^[8]。

为了能正确理解并且计算直航鱼雷扇面齐射鱼雷的命中间隔, 首先必须了解有关鱼雷的齐射顺序这一概念。鱼雷的齐射顺序可以分为以下 3 种:

(1) 鱼雷同时发射出管。

鱼雷同时发射出管是指系统控制数枚鱼雷同时发射出管, 并且各雷按照系统预先给定的射击诸元进行直航。此种发射方式有可能导致鱼雷相互碰撞从而对鱼雷的航行安全造成危害, 还有可能对潜艇的操纵稳定性产生不良影响。因此系统控制鱼雷齐射应该要有先后顺序依次发射鱼雷, 这就有了下面的顺序齐射与逆序齐射^{[16][31]}。

(2) 鱼雷顺序发射出管。

鱼雷顺序发射出管是指系统控制数枚鱼雷按先后顺序依次发射出管后, 各雷会按照系统预先计算给定的射击诸元进行直航, 形成的航迹是顺着目标航向线向前依递次排列的一种齐射方式, 换一种更直接的说法, 先发射的鱼雷命中点是选取的目标舰尾, 后发射的鱼雷命中点是选取的目标舰首。顺序控制鱼雷发射简称为顺序齐射, 也可称为正序齐射。

(3) 鱼雷逆序发射出管。

鱼雷逆序发射出管是指系统控制数枚鱼雷按先后顺序依次发射出管后, 各雷会按照系统预先计算给定的射击诸元进行直航, 形成的航迹是逆着目标航向线向后依递次排列的一种齐射方式, 换一种更直接的说法, 先发射的鱼雷命中点是选取的目标舰首, 后发射的鱼雷命中点是选取的目标舰尾。逆序控制鱼雷发射简称为逆序齐射。

由于不同齐射顺序所对应的鱼雷命中间隔的计算方法不同, 因此需要分情况对其进行分析, 这里首先讨论鱼雷同时发射出管条件下的鱼雷命中间隔。

需要指出, 系统控制鱼雷扇面齐射出管后, 鱼雷之间的航迹并不相互平行, 但是由于扇面齐射的鱼雷散角一般都比较小 (在几度范围内), 因此, 可以假定发射出管后的鱼雷之间的航迹相互平行, 可使鱼雷命中间隔的求解得到简化, 由此引起的差异很小, 可忽略不计。

如图 6-5 所示, 假设两枚鱼雷同时发射出管, 其中目标的有效长度为 L_T , 目标速度为 V_T , 鱼雷命中角为 θ , 鱼雷速度为 V_l , 鱼雷命中间隔为 d_l 。

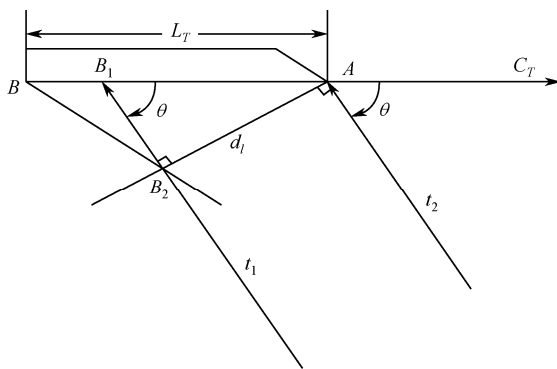


图 6-5 两枚鱼雷同时发射出管条件下的鱼雷命中间隔

从图中可以看出, 瞄准点为目标舰首的鱼雷 t_2 先与目标相遇, 相遇点假设在 A 点, 由于两雷是同时发射出管, 因此当鱼雷 t_2 与目标相遇时, 鱼雷 t_1 此时应在 B_2 处, 从鱼雷命中间隔的定义可知鱼雷 t_1 将与目标舰尾在 B_1 点相遇。则接下来的鱼雷命中间隔可按如下的方法进行计算:

在 $\triangle BAB_2$ 中, 由相遇原理可得

$$\frac{BB_1}{V_T} = \frac{B_1B_2}{V_I} \quad (6-2-10)$$

将 $m = \frac{V_T}{V_I}$ 代入, 得 $BB_1 = B_1 \cdot B_2 \cdot m = d_l \cdot \cot \theta \cdot m$

而 $AB_1 = \frac{d_l}{\cos \theta}$

将 AB_1 与 BB_1 代入 $AB_1 + BB_1 = AB$ 中并化简, 可求得

$$d_l = \frac{L_T \sin \theta}{1 + m \cos \theta} \quad (6-2-11)$$

式中, d_l 是两雷同时发射出管条件下的鱼雷命中间隔, 而顺序发射与逆序发射的鱼雷命中间隔计算可以参考射击诸元计算中的声传播延迟修正, 只需在式(6-2-11)中加入一个修正量即可, 下面直接给出了它们的计算公式, 详细的推导可仿照式(6-2-11)的推导, 此处不再详述。

顺序发射鱼雷的命中间隔为

$$d_l = \frac{(L_T + V_T \Delta t) \sin \theta}{1 + m \cos \theta} \quad (6-2-12)$$

逆序发射鱼雷的命中间隔为

$$d_l = \frac{(L_T - V_T \Delta t) \sin \theta}{1 + m \cos \theta} \quad (6-2-13)$$

式中 Δt 为鱼雷齐射出管的间隔时间, V_T 为目标航行速度。

在一定的射击条件下系统组织控制的数枚鱼雷扇面齐射出管后, 各雷会按照系统预先计算给定的射击诸元进行直航, 当齐射的两雷直航穿越目标的航向线时, 两雷航迹之间的最小距离称为扇面齐射鱼雷间隔^[31], 用 d_z 表示。

如图6-6所示, 图中 t_1, t_2 为扇面齐射鱼雷, α 为齐射散角。作 α 角的角平分线与目标的航向线相交于 C 点, 过 C 点作角平分线的垂线分别交两雷航迹线于 a, b 两点, 则线段 ab 为该射击条件下的扇面齐射鱼雷间隔。

若把 OC 近似为鱼雷的航程 S_l , 则由图可知

$$d_z = 2S_l \tan \frac{\alpha}{2} \quad (6-2-14)$$

3. 扇面齐射散角计算方法

当鱼雷航行无散布时, 假设两雷同时发射, 即可得到扇面齐射散角的近似计算方法:

$$\alpha = 2 \arctan \frac{d_z}{2S_l} \quad (6-2-15)$$

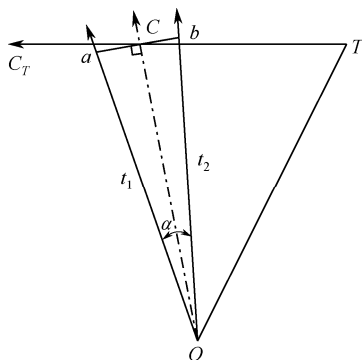


图 6-6 扇面齐射鱼雷间隔

当鱼雷航程为定值时，扇面齐射鱼雷间隔决定于鱼雷散角的大小。因此可以通过调整齐射散角来改变鱼雷间隔，使得鱼雷间隔等于鱼雷命中间隔。然而实际航行中鱼雷与目标都存在着散布，从而存在实际鱼雷间隔大于鱼雷命中间隔的可能。为避免目标从相邻两雷间漏过，有必要对扇面齐射鱼雷的散角进行优化。

在一定的射击条件下，为使扇面齐射鱼雷命中目标的概率最大，系统需采用适宜的齐射鱼雷间隔，从而有必要对齐射鱼雷散角进行优化。

为了避免目标从齐射相邻两雷间漏过，实际的鱼雷间隔不能大于鱼雷命中间隔。因此存在 $d_z = kd_l$ ，其中 k 为优化系数， $k < 1$ 。

将 (6-2-14) 式代入上式可得

$$2S_l \tan \frac{\alpha}{2} = \frac{kL_T \sin \theta}{1 + m \cos \theta}$$

由于 α 值很小，上式可近似写为

$$\alpha = \arctan \frac{kL_T \sin \theta}{S_l(1 + m \cos \theta)} \quad (6-2-16)$$

其中 S_l 、 θ 可通过式 (6-2-10)、式 (6-2-11) 求解出来，因此在不同的射击条件下，例如在顺序齐射或逆序齐射的条件下，只需对 k 值进行寻优，就能达到对齐射散角进行优化的目的。通常情况下该值可按 0.7 来确定。

6.3 声自导鱼雷诸元解算

6.3.1 声自导鱼雷单射有利提前角的计算

声自导鱼雷能否命中目标，关键问题是自导装置能否发现目标，要想让自导装置发现目标，就必须让目标在航行过程中能进入自导装置的有效作用范围（自导扇面）之内。而通过鱼雷与目标的相对运动分析来讨论比较简单。

如图 6-7， φ 为正常提前角，假设声自导雷的自导作用区域为一扇面，扇面半径为 r ，扇面半角为 λ 。如果解算的目标运动要素无误差，直航雷会在 C 点与目标相遇。但声自导雷在接近目标的过程中，自导装置是要开启工作的，因此鱼雷尚未到达 C 点，就会在 P 点

发现目标。因为这时自导扇面的边缘已经接触到了目标，以后鱼雷便改为按一定导引弹道追击目标。过目标点 T 作自导扇面边缘的连线 TM 、 TN 。若假设鱼雷不动，只要目标在沿 $\angle MTN$ 范围内所有方向的相对移动线移动就均能被发现。因此若考虑目标运动要素误差，只要目标实际运动要素相对于鱼雷的相对航向线不超过 $\angle MTN$ （相对航向线极限角）的范围，目标就可能被声自导装置发现。

1. 声自导鱼雷一般提前角的计算

有关直航雷的射击提前角在前面已经提到过，然而声自导雷不同于直航雷，其区别就在于声自导雷具有自己的声呐探测系统（主动、被动或主动+被动）。因而声自导雷具有一个搜索区域，如图中的声自导雷作用半径为 r ，自导扇面半角为 λ 。因此在鱼雷接近目标的过程中，由于自导装置的开启，在鱼雷尚未到达相遇点时，它的自导扇面边缘就已经接触到了目标，之后鱼雷就会按照一定的弹道自己追击目标。

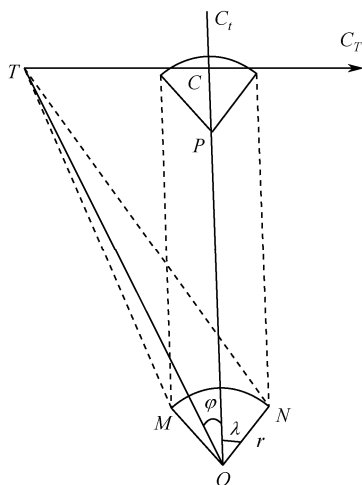


图 6-7 声自导雷发现目标域

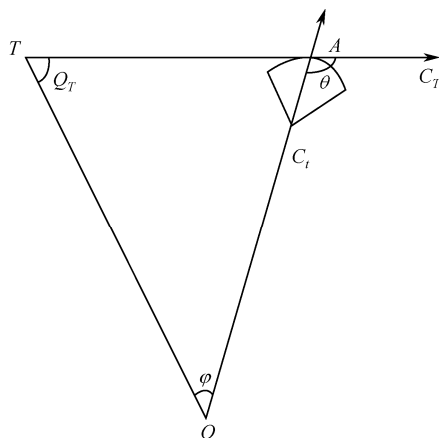


图 6-8 射击相遇三角形

这里将提到一个遮盖中心系数^{[2][8]}，它表示遮盖中心（自导扇面轴线上的点）到雷头的距离占自导作用距离的比例，用 k 表示。

2. 声自导鱼雷有利提前角及其计算

在实际鱼雷射击中，采用正常提前角射击效果不太好（如图 6-9），原因是测定或计算的目标运动要素是有误差的，并且一般服从正态分布，根据散布正态分布的性质：不同符号的误差，其绝对值相等时在该区间出现的概率最大。因此对声自导鱼雷来说，若被遮盖的正负目标运动要素误差绝对值相等，其捕获目标的概率（即发现概率）将最大（如图 6-10）。

从而可引出自导鱼雷有利提前角的概念：在一定的射击条件下，使自导雷发现概率最高的提前角叫有利提前角，记作 φ_a 。有利提前角根据参照系（目标或鱼雷）的不同，其具体定义分为两种，下面我们先介绍第一种定义。

如图 6-9 所示，以鱼雷为参照系，则目标的相对运动线为 \overline{TO} ，也可称之为目标相对位移线，因此可以任意给定一个提前角，并过鱼雷自导扇面的边缘作目标相对位移线（图 6-10

中的 TT_z 线) 的平行线 (图 6-10 中的 PM 、 QN 两线)。如果两平行线与目标相对位移线的距离 (图 6-10 中的 S_1 、 S_2) 相等, 则鱼雷发现目标的概率最大, 那么此提前角就为有利提前角^{[1][6]}。

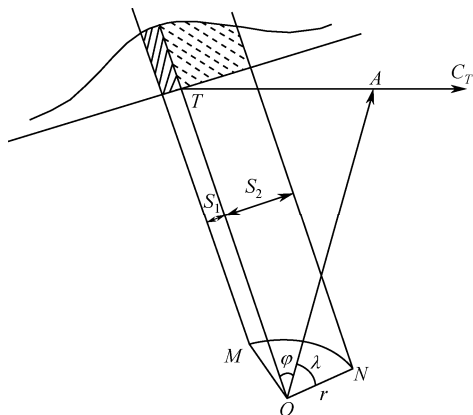


图 6-9 正常提前角射击情形

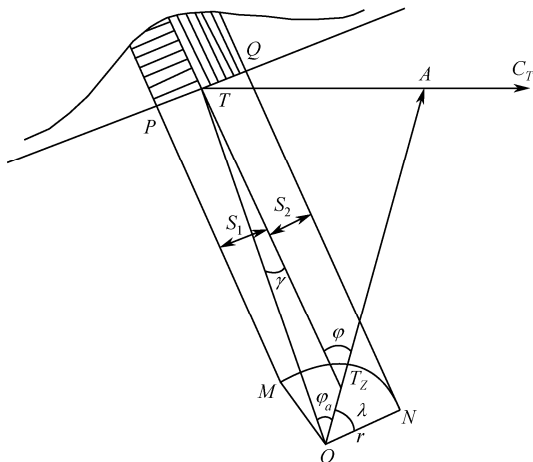


图 6-10 有利提前角射击情形 (第一定义)

其求解方法如下:

$$S_1 = D_0 \sin \gamma + r \sin(\lambda - \varphi_a - \gamma) \quad (6-3-1)$$

当 $\lambda + \varphi_a + \gamma < 90^\circ$ 时,

$$S_2 = r \sin(\lambda + \varphi_a + \gamma) - D_0 \sin \gamma \quad (6-3-2)$$

当 $\lambda + \varphi_a + \gamma \geq 90^\circ$ 时,

$$S_2 = r - D_0 \sin \gamma \quad (6-3-3)$$

在相遇 ΔTAT_z 中, 有

$$\varphi = \varphi_a + \gamma = \arcsin[m \sin(Q_T - \gamma)] \quad (6-3-4)$$

令 $S_1 = S_2$, 则由式 (6-3-1) ~ 式 (6-3-4) 可得到下列方程组:

$$\begin{cases} \varphi_a + \gamma = \arcsin[m \sin(Q_T - \gamma)] \\ r[1 - \sin(\lambda - \varphi_a - \gamma)] = 2D_0 \sin \gamma & \text{当 } \lambda + \varphi_a + \gamma \geq 90^\circ \\ r[\sin(\lambda + \varphi_a + \gamma) - \sin(\lambda - \varphi_a - \gamma)] = 2D_0 \sin \gamma & \text{当 } \lambda + \varphi_a + \gamma < 90^\circ \end{cases} \quad (6-3-5)$$

解此方程组可得到 φ_a 。由于上式方程组直接求解比较困难, 可用迭代法求解。

关于有利提前角的第二种定义, 我们可以通过图 6-11 来理解。过目标初始位置 T 作鱼雷自导扇面的边缘线 TM 、 TN , 这两条线所组成的夹角 $\angle MTN$ 就称为极限搜索角^[6], 极限搜索角被目标的相对位移线分作 φ_1 和 φ_2 两部分。

如果目标相对位移线平分极限搜索角, 那么就称此相对位移线为有利相对位移线, 此时的提前角也称为有利提前角。为区别于第一定义, 这里的有利提前角称作第二定义, 并记作 φ_ω 。有关计算公式的推导与第一定义的公式推导类似, 这里就不再详述。

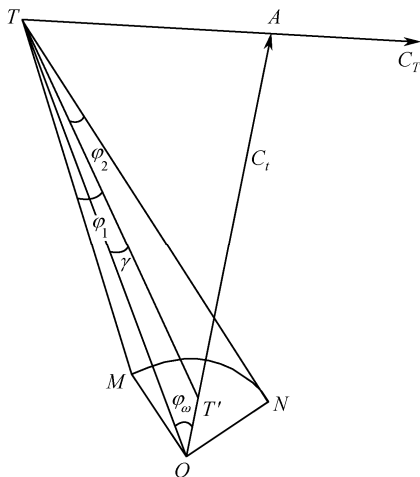


图 6-11 有利提前角射击情形（第二定义）

6.3.2 自导开机时机的相关计算

设定主动声自导装置开机距离的一般原则是保证鱼雷搜索航行到预定航向线（目标散布区）之前的适当距离处开机。

如图 6-12，粗黑线为鱼雷自导开机距离，虚线椭圆为目标散布区。当目标要素解算出来后，加上带均匀分布的误差（ $2\sigma_D$ ， $2\sigma_r$ ， $1\sigma_c$ ），鱼雷自导开机点到鱼雷完成一次转角后的航向线与目标理论位置线的交点的距离 D_{mt} 应大于目标散布误差在鱼雷航向线上的合成误差 ΔS 与鱼雷沿雷轴方向滞后目标方位线的距离 R_c 之和，即： $D_{mt} > \Delta S + R_c$ ，同时需要考虑鱼雷航程及安全距离等的影响。

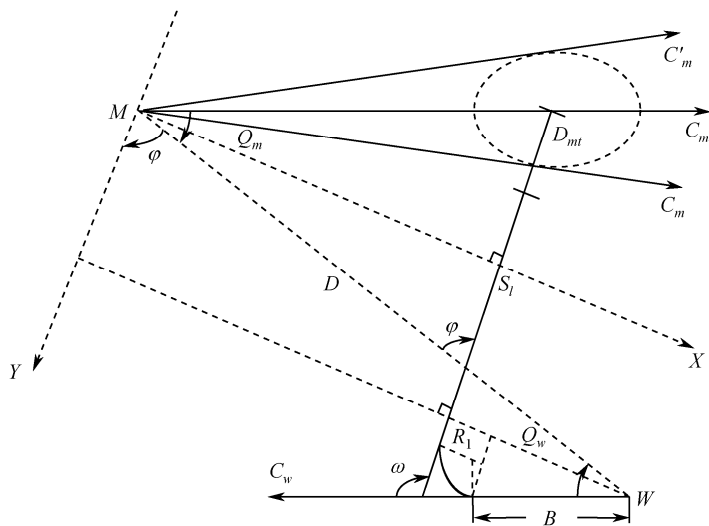


图 6-12 自导开机距离示意图

在自导开机后，速制也要变化，关于高速段所占比例取值如下：

$$k = \begin{cases} 1 & \text{鱼雷速制为高速时} \\ 0 & \text{鱼雷速制为低速时} \end{cases}$$

根据高速段比例取值原则可得公式中哪个是高速，哪个是低速，

$$V_t = \frac{V_1 \times V_2}{k \times V_2 + (1-k) \times V_1} \quad (6-3-6)$$

$$m = \frac{v_m}{v_t} \quad (6-3-7)$$

推算的提前角为

$$\varphi_0 = \sin^{-1}[m \sin(Q_m)] \quad (6-3-8)$$

发射点到相遇点的距离为

$$S_l = D_m \frac{\sin Q_m}{\sin(\varphi + Q_m)} \quad (6-3-9)$$

相遇时间为

$$t = \frac{S_l}{v_t} \quad (6-3-10)$$

提前点目标散布为

$$\Delta D = 3\sigma_D = 0.21D_m$$

$$\Delta S_{vm} = 3\sigma_{rm}t = 3.087t$$

$$\Delta S_{cm} = \Delta S_{vm} = 3.087t$$

目标散布在鱼雷航向上的投影为

$$\Delta D_l = \Delta D \cos \varphi$$

$$\Delta S_{vl} = \Delta S_{vm} \cos(\varphi + Q_m)$$

$$\Delta S_{cl} = \Delta S_{cm} \sin(\varphi + Q_m)$$

则目标散布误差在鱼雷航向上的合成误差为

$$\Delta S = \sqrt{(\Delta D_l)^2 + (\Delta S_{vl})^2 + (\Delta S_{cl})^2} = \sqrt{(\Delta D_l)^2 + (\Delta S_{vm})^2} \quad (6-3-11)$$

则自导开机距离为

$$d_H = \max \{ (S_l - \Delta S - R_c), S_{\text{最小开机}} \} \quad (6-3-12)$$

6.3.3 声自导鱼雷齐射射击诸元计算

1. 声自导鱼雷齐射时中线鱼雷的一次转角计算

如图 6-13 所示，设鱼雷的自导半径为 r ，当有目标到 M 点时，鱼雷自导扇面边缘接触到目标。与直航雷一次转角推导类似，可得命中方程：

$$\begin{cases} D_0 \cdot \sin(\varphi_a) = mS_l \cdot \sin \theta_\omega + B \cdot \sin |\omega| + R \cdot (1 - \cos |\omega|) \\ D_0 \cdot \cos(\varphi_a) = S_l \cdot (1 + m \cos \theta_\omega) - B - R |\omega| + B \cdot \cos |\omega| + R \cdot \sin |\omega| + r \end{cases} \quad (6-3-13)$$

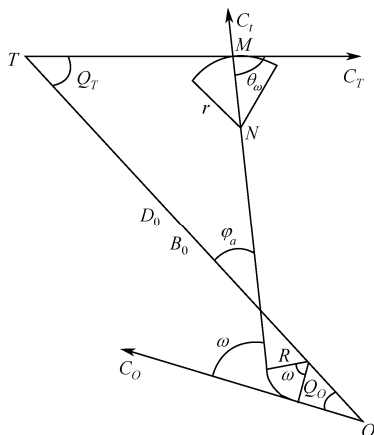


图 6-13 声自导雷一次转角射击示意图

其中 ω 、 φ_a 的计算公式如下：

$$\begin{cases} \omega = \varphi_a + Q_O \\ \theta_\omega = Q_T + \varphi_a \end{cases} \quad (6-3-14)$$

可以计算出声自导鱼雷转角射击的有利提前角、有利转角、命中角以及声自导鱼雷的理论航程。

2. 声自导鱼雷平行航向齐射转角的计算

对有些态势或在目标运动要素求解误差偏大时，为保证一定的命中或发现概率，必须使用多雷齐射的射击方式，一般情况下为双雷齐射。建议在此处补充简要说明为何对于自导雷一般采取平行齐射，而不是扇面齐射。

若系统按平行航向组织控制声自导鱼雷齐射，则需要确定合适的齐射鱼雷散角，系统根据鱼雷散角和雷数等参数来计算各雷对应的展开角、转角以及优化展开段航程和二次转角等射击诸元。

如图 6-14 所示，采用平行航向齐射方式发射鱼雷，相邻两雷在展开段上实质上是扇面齐射方式，因此，为确保相邻两雷在展开段上不发生诱导或者碰撞，设定的鱼雷散角 α 通常不能太小。

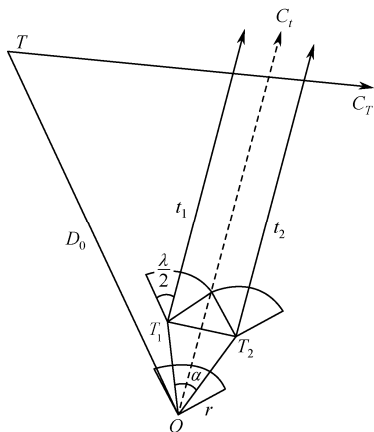


图 6-14 声自导鱼雷平行航向齐射示意图

当鱼雷散角确定后,系统还需计算合适的展开段航程,为了能使目标在声自导鱼雷搜索扇面之内,齐射的两雷的搜索扇面应在齐射扇面的中线处衔接上,因此有下列的关系式成立:

$$T_1 T_2 = 2r \cdot \sin \frac{\lambda}{2} \quad (6-3-15)$$

由此可得齐射两雷展开段航程与散角之间的关系:

$$S_l = \frac{r \sin \frac{\lambda}{2}}{\sin \frac{\alpha}{2}} \quad (6-3-16)$$

不难看出,当齐射鱼雷按不同鱼雷散角发射时,系统可以计算出与散角对应的鱼雷展开航程。然而实际上由于鱼雷在航行过程中存在着鱼雷散布,因此两雷的搜索扇面并不能按图示那样刚好衔接,从而导致两雷齐射至少一雷发现目标概率的降低。于是我们引入优化系数 k 以对齐射鱼雷展开航程进行优化是十分必要的,式(6-3-16)可写成

$$S_l = \frac{k \cdot r \sin \frac{\lambda}{2}}{\sin \frac{\alpha}{2}} \quad (6-3-17)$$

从上式可看出当 $k < 1$ 时,相邻两雷的声自导搜索扇面形成的搜索区域有一定的重叠,以保证平行航向齐射具有较高的至少一雷发现目标的概率,而在此基础上引出来的齐射鱼雷有利散角的计算公式为

$$\alpha = 2 \arcsin \left(\frac{kr \sin \frac{\lambda}{2}}{r + S_l} \right) \quad (6-3-18)$$

声自导鱼雷平行航向齐射各雷的二次转角是各雷根据预先计算的散角及展开角得到的。从图6-14可以看出两雷齐射时,各雷的二次转角就等于由各自的展开航程段航向转至齐射扇面中线(鱼雷)的平行航向的转向角。系统计算的各雷二次转角的大小及符号,与输入的齐射雷数和系统确定的齐射各雷发射顺序,以及攻击目标的舷别有关。

两雷齐射时,各雷二次转角计算如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{逆序控制齐射:} \\ T_1: \omega_{12} = \pm \frac{\alpha}{2} \text{ (攻击目标右舷取“+”, 攻击目标左舷取“-”)} \\ T_2: \omega_{12} = \mp \frac{\alpha}{2} \text{ (攻击目标右舷取“-”, 攻击目标左舷取“+”)} \\ \text{顺序控制齐射:} \\ T_1: \omega_{12} = \mp \frac{\alpha}{2} \text{ (攻击目标右舷取“-”, 攻击目标左舷取“+”)} \\ T_2: \omega_{12} = \pm \frac{\alpha}{2} \text{ (攻击目标右舷取“+”, 攻击目标左舷取“-”)} \end{array} \right. \quad (6-3-19)$$

舰船在水中航行时,它后方的一定区域在一定时间内会留下特殊性能的海水层,称为尾流^[7]。尾流有声尾流、热尾流和污染尾流。声尾流是由舰船通过后留有大量的气泡和水混合而成的,这也是当前尾流自导鱼雷通常所利用的尾流。

由于尾流与目标的宽度和吃水程度有关, 因此很难用一个小的航行体模拟舰艇尾流来诱骗鱼雷, 而且尾流自导雷检测尾流的方式与声自导雷原理不同, 尾流自导的突出优点是抗干扰能力强, 其缺点是难用于反潜, 因为潜艇尾流的强度弱, 长度短, 保留时间短, 在检测上有许多困难。另外, 由于鱼雷尾追尾流目标时的弹道比较特殊, 因而导致了它的航程和尾追速度损失大。

1. 尾流自导鱼雷程控追踪弹道的数学描述

尾流自导鱼雷的弹道大致如下：一般以大目标舷角发射，由指控系统根据目标运动要素计算出预定的尾流捕捉点。在鱼雷到达预定尾流捕捉点之前某一距离时，尾流探测装置开机。当鱼雷穿过目标尾流时，探测装置检测出尾流的存在，程序机构根据事先的设定，使鱼雷穿出尾流后向目标所在方向转向，以一定角度再次穿过尾流，如图 6-15 所示。

图中 C 点是鱼雷首次进入目标有效尾流的点, θ_{ω} 为系统设定的鱼雷命中角。鱼雷尾流自导程序控制鱼雷沿蛇行追踪弹道的第一次转向角 ω 转向, 其计算为

$$\omega_1 = \text{sign}(\theta_\omega)(180^\circ - |\theta_\omega| + \theta) \quad (6-4-1)$$

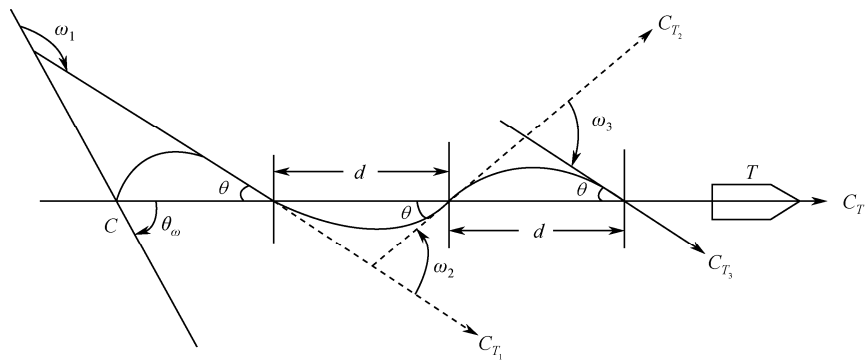


图 6-15 尾流自导鱼雷的蛇形追踪弹道

其中 $\text{sgn}(\theta_\omega)$ 为符号函数, 若处于目标右舷攻击时, $\theta_\omega > 0$, 则 $\text{sgn}(\theta_\omega) = 1$, 即控制鱼雷向

右转向；处于目标左舷攻击时， $\theta_\omega < 0$ ，则 $\text{sgn}(\theta_\omega) = -1$ ，即控制鱼雷向左转向。 θ 为鱼雷转向后再次进入目标有效尾流的进入角，从图中可以看出，每次转向后再次穿过尾流的角度都相等，因此，追踪过程中的各次转向角也相等，应满足

$$|\omega_2| = |\omega_3| = \cdots = |\omega_n| = 2\theta \quad (6-4-2)$$

鱼雷在蛇行追踪目标尾流的过程中，各次转向角在满足上式要求的前提下，还要满足每次穿越目标后要按上次转向的相反方向转向，具体如下：

$$\begin{cases} \omega_2 = -2\text{sgn}(\omega_1)\theta \\ \omega_3 = -\omega_2 \\ \vdots \\ \omega_n = -\omega_{n-1} \end{cases} \quad (6-4-3)$$

从图中可以看出，显然当鱼雷弹道命中角 θ 越小，鱼雷蛇行追踪目标投影到目标尾流方向上的速度就越大，鱼雷损失的航程就越小，但是若鱼雷弹道命中角 θ 太小，也会给鱼雷检测到目标尾流带来较大的困难。

图 6-15 中， d 表示鱼雷相邻两次穿越目标尾流的间距，称为蛇行间距。与它对应的是蛇行间隔时间，记为 t_d 。随着鱼雷与目标之间的距离不断减小，目标尾流会逐渐变窄，鱼雷蛇行追踪弹道呈收敛状，其蛇行间距及蛇行间隔时间也会缩短。但是由于目标尾流的发散角较小，引起上述弹道参数的变化不大，其影响可忽略不计。

2. 尾流自导鱼雷的射击

尾流自导鱼雷射击方式与直航雷射击方式类似，只是命中点不同而已，直航雷命中点在目标长度的中点上，而尾流自导鱼雷的命中点一般在目标有效尾流的中点，以保证鱼雷发现目标尾流的概率最高；还有一个不同点则是要保证尾流自导鱼雷检测到目标尾流一般对入尾流的角度 θ_ω 为 $30^\circ < |\theta_\omega| < 150^\circ$ [31]。目标尾流的有效长度与目标航行速度、吨位、吃水深度及海况等条件有关。在三级海况条件下，目标有效尾流长度估算为 $180V_T(\text{m/s})$ ；在四到五级海况条件下，目标有效尾流长度估算为 $120V_T(\text{m/s})$ [31]。

如图 6-16 所示，与声自导雷转角射击相似，假设鱼雷在 C 点进入目标尾流，且 C 点为目标有效尾流长度 MN 的中点，与声自导雷命中方程类似，可得命中方程为

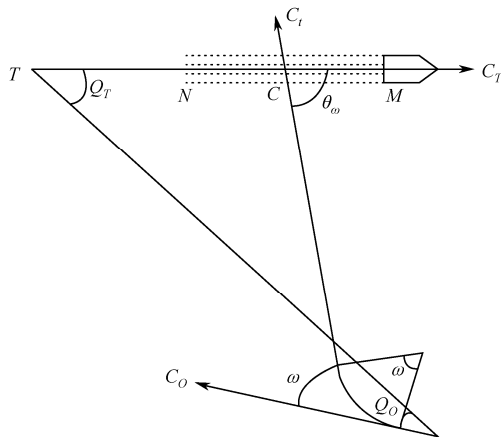


图 6-16 尾流自导雷转角射击示意图

$$\begin{cases} D_0 \cdot \sin(\varphi_a) = mS_t \cdot \sin \theta_\omega - \frac{1}{2} MN \cdot \sin \theta_\omega + B \cdot \sin |\omega| + R \cdot (1 - \cos |\omega|) \\ D_0 \cdot \cos(\varphi_a) = S_t \cdot (1 + m \cos \theta_\omega) - \frac{1}{2} MN \cdot \cos \theta_\omega - B - R \cdot |\omega| + B \cdot \cos |\omega| + R \cdot \sin |\omega| + r \end{cases} \quad (6-4-4)$$

其中目标的有效尾流长度 MN 可根据海况和解算的目标运动要素近似求得，因此鱼雷的一次转角 ω 便可以求解出来。

在实际应用中，若目标速度过大，鱼雷入尾流后追踪目标所耗费的航程会比较大，此时可以通过适当调整鱼雷的入尾流点来加以改善，即将上式中的 $\frac{1}{2}MN$ 改为 $k \cdot \frac{1}{2}MN$ ($k < 1$)，这样虽会降低鱼雷发现目标尾流的概率，但在目标运动要素误差不大的情况下，其影响可以忽略不计。

需要注意的是使用尾流自导鱼雷射击时，若求解出来的一次转角不能使鱼雷的入尾流角在 $(30^\circ, 150^\circ)^{[8]}$ 范围内，则会影响到鱼雷尾流自导装置对目标尾流的检测，在此情况下需采用二次转角进行射击。

6.4.2 入尾流点选取的相关规则

一般为了增加尾流自导鱼雷的射击命中效果，尾流自导鱼雷射击模型在都是选择目标有效尾流的中点^[19]作为入尾流点，如图 6-17 所示，而在尾流自导鱼雷进入目标尾流后，其追踪的航程及发现命中概率也与入尾流点的位置有直接关系，如果固定地采取这种瞄点方式，会存在攻击高速目标时鱼雷入尾流点偏后，鱼雷进入目标尾流后追踪航程过长，降低鱼雷的命中概率；攻击低速目标时鱼雷入尾流点偏前，不能满足鱼雷检测尾流需要最小长度的要求等情况。

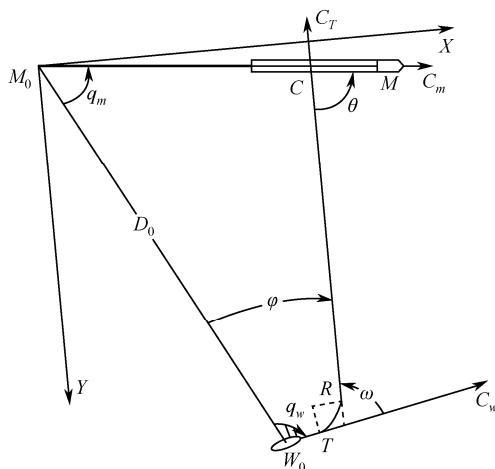


图 6-17 基于给定瞄点的射击参数解算

尾流自导射击的瞄点选择主要考虑两个原则：一是必须满足鱼雷及时发现并稳定跟踪目标尾流的条件，以保证潜艇攻击的准确性；二是尽可能节省鱼雷的追踪航程，以快速完成鱼雷攻击任务。前者要求瞄点（入尾流点）在估计的目标尾流内且不能过于靠前；后者

要求瞄点（入尾流点）不能过于靠后。因此，针对具体鱼雷的性能指标，需要通过大量的仿真计算找出其合理的入尾流点。

6.4.3 尾流自导鱼雷齐射射击诸元计算

尾流自导鱼雷的齐射射击一般应组织平行航向齐射^{[15][25]}，为方便讨论尾流齐射原理，可假设齐射各雷进入尾流后，相邻两雷同方向穿越目标有效尾流时的间距与它们首次穿越目标有效尾流时的间距保持不变。然而，尾流自导鱼雷命中目标的弹道与直航雷命中目标的弹道是不同的，因此，尾流自导鱼雷的命中间隔与直航雷的命中间隔也不相同。尾流自导鱼雷命中间隔为

$$d_l = L_T + V_T t_l \quad (6-4-5)$$

其中 L_T 为目标的有效长度； V_T 为目标航行速度； t_l 为鱼雷的蛇行间隔时间。其实质相当于假设鱼雷先命中了目标舰尾，在鱼雷追踪的蛇行间隔内目标向前航行了 $V_T t_l$ 的距离，当鱼雷穿过尾流再次进入尾流时恰好命中目标舰首。

当组织尾流自导鱼雷齐射时，在一定射击条件下，只要控制两雷的间隔不大于鱼雷命中间隔就可保证至少一雷命中目标。由于组织两枚尾流自导鱼雷平行齐射具有普遍意义，因此仅以此为例讨论两枚尾流自导雷齐射条件下各雷的展开段航程，展开角和转角等计算问题。

如图 6-18 所示， d_z 为齐射鱼雷间隔，当两雷按平行航向齐射时，可按下式计算各雷的展开航行段航程：

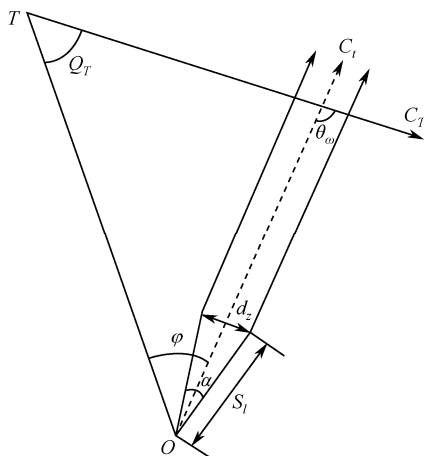


图 6-18 尾流自导雷齐射示意图

$$S_l = \frac{d_z}{2 \sin \frac{\alpha}{2}} \quad (6-4-6)$$

其中 α 为齐射鱼雷散角。

当确定了齐射鱼雷散角和齐射鱼雷间隔，系统就可计算其对应的展开段航程，以及齐射各雷的展开角和转角。若系统计算的中线鱼雷的入尾流角绝对值在 $30^\circ \sim 150^\circ$ 之间时，

系统计算尾流自导雷齐射二次转角与计算声自导雷齐射二次转角采用的方法相同，这里不再详述。若系统计算的中线鱼雷的入尾流角绝对值小于 30° 或者大于 150° 时，为保证鱼雷能有效地检测出目标尾流，系统需另行计算适宜的齐射扇面中线鱼雷的入尾流角及其对应的各雷二次转角^[16, 17]。

以入尾流角 $\theta_\omega < 30^\circ$ 为例，如图 6-19 所示，将原来的入尾流点 C 修正为新的入尾流点 C' ，使两雷都向 $\overline{AC'}$ 方向转向即可。在 $\triangle CAC'$ 中，由正弦定理可得

$$CC' = \left(S_t - S_l \cos \frac{\alpha}{2} \right) \frac{\sin(\theta'_\omega - \theta_\omega)}{\sin \theta'_\omega} \quad (6-4-7)$$

其中 S_l 为中线鱼雷入尾流航程， θ'_ω 为大于 30° 的一个适宜的入尾流角，可以求出 CC' ；相反，若想得到适宜的入尾流角 θ'_ω ，可以通过修正鱼雷的入尾流点 C 的位置来得到。显然两雷的二次转角为

$$\begin{cases} \omega_{1,2} = \theta'_\omega - \theta_\omega + \frac{\alpha}{2} \\ \omega_{2,2} = \theta'_\omega - \theta_\omega - \frac{\alpha}{2} \end{cases} \quad (6-4-8)$$

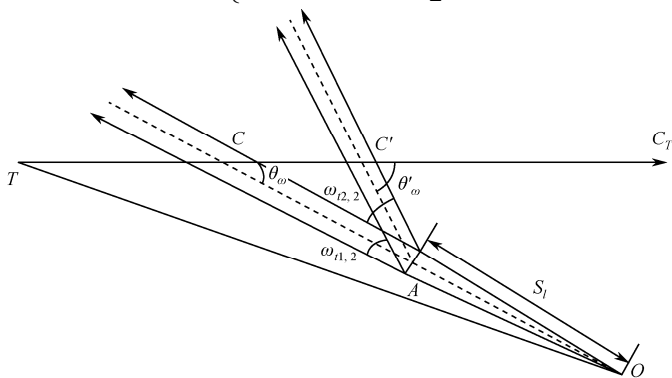


图 6-19 $\theta_\omega < 30^\circ$ 时的二次转角修正

对于入尾流角， $\theta_\omega > 150^\circ$ 的情况与 $\theta_\omega < 30^\circ$ 时的情况类似。

如图 6-20 所示，将原来的入尾流点 C 修正为新的入尾流点 C' ，使两雷都向 $\overline{AC'}$ 方向转向即可。在 $\triangle CAC'$ 中，由正弦定理可得

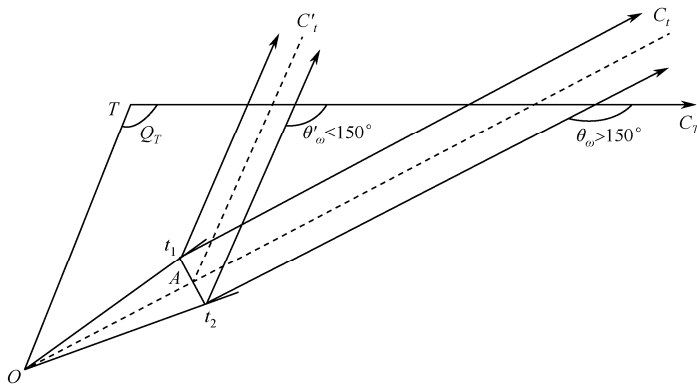


图 6-20 $\theta_\omega > 150^\circ$ 时的二次转角修正

$$CC' = \left(S_t - S_l \cos \frac{\alpha}{2} \right) \frac{\sin(\theta_\omega - \theta'_\omega)}{\sin \theta'_\omega} \quad (6-4-9)$$

其中 S_t 为中线鱼雷入尾流航程, θ'_ω 为小于 150° 的一个适宜的入尾流角, 可以求出 CC' ; 相反, 若想得到适宜的入尾流角 θ'_ω , 可以通过修正鱼雷的入尾流点 C 的位置来得到。显然两雷的二次转角为

$$\begin{cases} \omega_{1,2} = \theta'_\omega - \theta_\omega + \frac{\alpha}{2} \\ \omega_{2,2} = \theta'_\omega - \theta_\omega - \frac{\alpha}{2} \end{cases} \quad (6-4-10)$$

6.5 线导鱼雷导引参数解算^[30-40]

鱼雷打击远距离目标时, 解算的目标散布大, 鱼雷航行散布也大, 并且目标可采取规避等对抗措施, 使鱼雷的发现概率大为降低。为了解决这个问题, 对鱼雷进行遥控是一种有效的办法。现在实用的一种遥控办法是有线遥控。即发射舰艇通过导线控制鱼雷的航行方向和深度, 称为有线指令制导, 简称线导^[31]。

有线制导过程分遥测和遥控两部分。遥控是指控系统通过导线向鱼雷发送控制指令; 遥测是鱼雷通过导线向指控系统传送目标信息和鱼雷信息。指控系统控制线导鱼雷发射出管经自控航行段后, 即可对鱼雷进行导引控制。指控系统对线导鱼雷进行导引控制的前提条件是发射艇声呐必须保持对目标的连续跟踪。这样指控系统就可根据声呐跟踪测量及采样输入的目标方位和鱼雷通过导线反馈的自身航向、航速、航深、姿态、坐标等遥测信息计算鱼雷导引航行参数, 而后指控系统再向鱼雷发送航向、航速、航深等控制指令, 最终将鱼雷导引至目标散布区附近, 以便鱼雷末端自导装置搜索、捕获目标。

6.5.1 前置点导引法导引参数解算

所谓前置点导引方法就是将鱼雷向目标未来预期位置点(前置点)导引。该方法又叫提前角法, 相当于控制声自导鱼雷射击时满足鱼雷声自导装置捕获目标概率最高条件下的目标散布期望点, 当指控系统能较稳定、准确计算出目标运动要素时, 采用这种方法最好。

前置点导引方法的导引原则是: 根据各导引点上目标的位置、航速、航向以及鱼雷的位置、速度和航向, 以使鱼雷自导扇面与目标相遇为目的, 求得提前角, 导引鱼雷按此拦截航线接近目标。图 6-21 给出了前置点导引法的导引模式。

如图 6-21 所示, 与声自导雷射击提前角的推导类似可得到

$$\begin{cases} D_{TP} \cdot \sin \varphi_\omega = m S_t \cdot \sin \theta_\omega + R \cdot (1 - \cos |\omega|) \\ D_{TP} \cdot \sin \varphi_\omega = S_t \cdot (1 + m \sin \theta_\omega) - R \cdot |\omega| + R \cdot \sin |\omega| + r \end{cases} \quad (6-5-1)$$

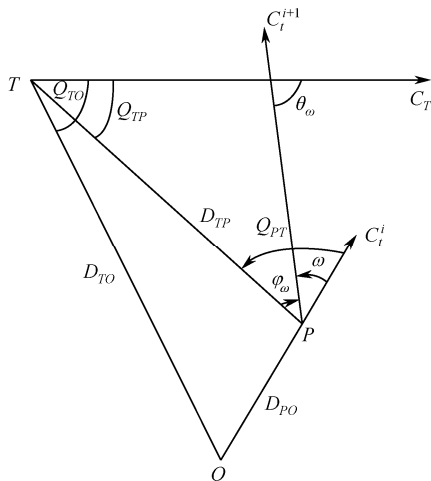


图 6-21 前置点导引法示意图

$$\begin{cases} \omega = Q_{PT} + \varphi_{\omega} \\ \theta_{\omega} = Q_{TP} + \varphi_{\omega} \end{cases} \quad (6-5-2)$$

其中， D_{TP} 为鱼雷与目标之间的瞬时距离， Q_{TP} 相对于鱼雷的目标舷角， Q_{TO} 相对于本艇的目标舷角， Q_{PT} 相对于目标的鱼雷舷角， ω 是鱼雷由 C_t^i 转向 C_t^{i+1} 的转向角， θ_{ω} 为鱼雷命中角，由于指控系统可以给出目标、本艇以及鱼雷各个时刻的当前位置点，因此上式中未知数就只有 ω 与 S_t 了。

由于指控系统能计算出较准确的目标运动要素，因此，目标的瞬时位置和本艇的瞬时位置以及鱼雷相对于本艇的瞬时位置都已知，那么 Q_{TP} ， Q_{TO} ， Q_{PT} 都可以根据已知的这些要素相应地计算出来，鱼雷的提前角也可由下式得到

$$\varphi_{\omega} = \arcsin[m \sin Q_{TP}] \quad (6-5-3)$$

6.5.2 方位导引法导引参数解算

方位导引法是线导鱼雷中最主要的导引方法，其基本思想是尽量将导引点、导向点和导引平台重合在同一条方位线上。国外也称其为方位重合法。其中被导引点和导向点的选取，取决于已知的目标运动要素和线导鱼雷的自导工作方式。例如对于尾流自导的线导鱼雷，通常选择鱼雷作为被导引点，而以舰船尾部有效尾流内的一点（如中点）作为导向点。对于声自导的线导鱼雷，一般选择鱼雷的自导扇面形心作为被导引点，同时可以选择目标现时方位或者未来方位作为导向点。方位导引法又可分为现在方位导引法和未来方位导引法^[31]。

(1) 现在方位导引法。

所谓的现在方位导引法是指系统利用声呐跟踪量测的目标当前方位和发射艇坐标、鱼雷坐标及其航行参数等，将鱼雷导引到目标的当前方位线上，因此现在方位导引法也叫当前方位导引法。该导引方法适合在声呐远距离发现目标及跟踪目标却未知目标运动要素的条件下采用。

图 6-22 中 O_0 、 T_0 分别为系统控制鱼雷发射时鱼雷初始的位置点和目标的位置点，对应的方位为 β_0 。 O_1 、 T_1 分别为系统开始对鱼雷进行导引控制的 t_1 时刻发射艇位置点和目标位置点，对应的目标方位为 β_1 。 O_2 与 T_2 ， \dots ， O_i 与 T_i 依次为 t_2 ， \dots ， t_i 时刻对应的发射艇位置与目标位置。

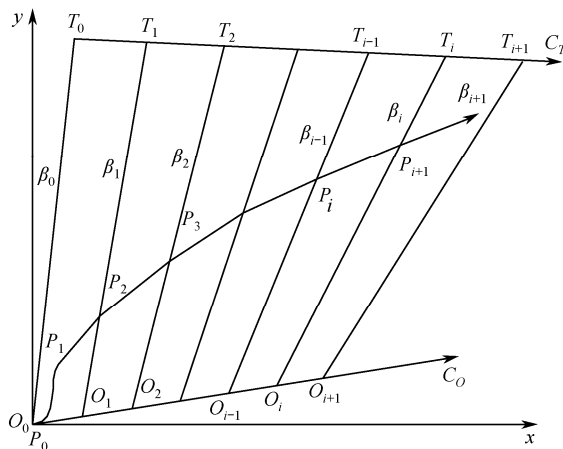


图 6-22 现在方位法导引模式

发射艇坐标位置计算如下：

$$\begin{cases} x_{oi} = \sum_{i=1}^n \Delta t V_{oi} \sin C_{oi} \\ y_{oi} = \sum_{i=1}^n \Delta t V_{oi} \cos C_{oi} \end{cases} \quad (6-5-4)$$

其中 V_{oi} 、 C_{oi} 为对应系统采样时间间隔 Δt 内的潜艇速度、航向。

鱼雷坐标位置计算如下：

$$\begin{cases} x_{pi} = \sum_{i=1}^n \Delta t V_{pi} \sin C_{pi} \\ y_{pi} = \sum_{i=1}^n \Delta t V_{pi} \cos C_{pi} \end{cases} \quad (6-5-5)$$

其中 V_{pi} 、 C_{pi} 为对应系统采样时间间隔 Δt 内的鱼雷速度、航向。

方位线 β_i 的表达式如下：

$$\tan \beta_i = \frac{x - x_{oi}}{y - y_{oi}} \quad (6-5-6)$$

若 t_i 时刻鱼雷的位置坐标为 (x_{pi}, y_{pi}) ，鱼雷航行速度为 V_p ，导引的间隔时间为 Δt ，有利导引点位置为 R ，则可得到如下有利点运动圆关系式：

$$(x - x_{pi})^2 + (y - y_{pi})^2 = (\Delta t V_p + R)^2 \quad (6-5-7)$$

联立式 (6-5-6) 与式 (6-5-7) 可得到有利点位置圆与目标方位线的交点 $(x_{p(i+1)}, y_{p(i+1)})$ ，即鱼雷下一时刻将要被导引到的位置点，由此也可得到鱼雷的导引航向

$$C_{pi} = \arctan \frac{x_{p(i+1)} - x_{pi}}{y_{p(i+1)} - y_{pi}} \quad (6-5-8)$$

而鱼雷的转向角即

$$\Delta C_{pi} = C_{pi} - C_{p(i-1)} \quad (6-5-9)$$

(2) 未来方位导引法。

未来方位导引法是将鱼雷作为被导引点，而将目标未来位置点作为导向点，其导引准则是：导引鱼雷使它在每个导引时刻均位于当时目标和发射艇之间的连线上，即始终保持目标、鱼雷和发射艇三点一线，故又称三点法。

它与现在方位导引法不同的是：现在方位导引法是将鱼雷导引到现在方位线上，即鱼雷在下一导引时刻应落在现在的发射艇和目标的连线上；而未来方位导引法是将鱼雷导引到未来方位线上，即鱼雷在下一导引时刻应落在下一导引时刻的发射艇和目标的连线上。

因此，未来方位导引法的导引通式与现在方位导引法的导引通式类似，这里将不做详细推导。

(3) 其他导引方法。

除了上面介绍的方位导引法与前置点导引法外，在实际应用中，为了改善鱼雷的导引效果，往往看具体情况需要对各种导引方法进行混合和变通，因此有了防干扰导引法、变间隔导引法以及混合导引法等。

采用现在方位或者未来方位导引法对鱼雷进行导引时，目的是把有利点导引到目标与发射艇的连线上，但是鱼雷在实际航行过程中会产生一定的辐射噪声，考虑到声呐对目标的实际分辨能力，鱼雷可能影响到发射艇声呐对目标的接触，从而使线导导引无法正常进行下去。为了消除鱼雷辐射噪声对发射艇的干扰，我们可以设法将鱼雷导引到与目标现在方位相差更大角度（大于声呐分辨角）的一目标方位线上，此导引方法被称为防干扰导引法，也叫修正方位导引法。

变间隔导引法也是为消除鱼雷辐射噪声对发射艇声呐干扰的方法之一，它是从现在方位导引法演变而来的。在导引前期，为了避开鱼雷噪声对声呐的干扰，应采用较大的时间间隔来导引鱼雷，当鱼雷远离发射艇，不再干扰声呐时可改变（缩小）时间间隔以提高导引精度，这里的时间间隔可依据对声呐的干扰情况决定。

混合导引法也称之为综合导引法，它是在导引鱼雷的过程中，根据不同阶段的情况，采用不同的导引方法（方位导引、前置点导引等）对鱼雷进行导引。为了把握战机，争取主动，在只有目标方位的情况下，可采用现在方位导引法导引鱼雷；而在导引过程中，指控系统不断解算目标运动要素，当解算精度达到一定精度要求时，即可变成前置点导引。此后由于解算精度的不断提高，也可对前置点进行不断修正更新直到鱼雷自导装置发现目标。

6.6 鱼雷打击效果评估^[9, 41-44]

鱼雷命中概率是反映鱼雷作战能力最重要的数量指标，它不仅与鱼雷主要战术技术性能指标有关，而且与作战使用方法、攻击对象属性、发射平台系统性能乃至作战海域水文

条件等多方面因素有密切关联。

计算鱼雷命中概率的方法主要有两种：解析法和模拟统计法^[9]。

解析法应用较早，也较成熟，它计算速度快，效率高。一般来讲，直航搜索鱼雷对等速直航目标的射击，由于鱼雷和目标的相对运动关系比较明确，因此，应用解析法容易得出较精确的解。但如果目标随机机动或是鱼雷非直航搜索，由于鱼雷与目标相互运动的不确定性，使得应用解析法比较困难，这是解析法的应用局限性。

在相同的输入条件下，模拟统计法的计算精度是由模拟统计次数决定的^[9]。统计次数越多，命中概率越精确。统计次数的增加势必增加计算量，但随着计算机运行速度越来越快，使得较大计算量能在短时间内完成，特别是现代鱼雷搜索弹道大多为非单一直航搜索，而模拟法可以真实地仿真各种水文条件、鱼雷复杂的环形、蛇形、梯形等搜索弹道和各种再搜索过程以及目标的任意机动，因此，模拟方法目前正得到愈来愈广泛的应用。

6.6.1 射击误差散布分析

通常射击误差及其散布包含两方面内容：鱼雷航行误差及其引起的鱼雷散布和目标运动要素误差及其引起的目标散布^[9]。射击误差可分为过失误差、系统误差和偶然误差。过失误差可通过严格训练，提高技能与责任心来消除。系统误差是由武器装备设计、制造和使用中校正不当造成的，一般恒定不变或遵循一定规律变化。系统误差有的可以消除，有的即使不能完全消除也可控制在一定的范围内。偶然误差是指在相同的条件下，由于受装备精度、人体感官分辨力及外界条件微小变化的影响，使测量结果产生或大或小的误差。这种误差由一些独立因素随机变化引起。

系统误差和偶然误差通常是同时存在的。若系统误差能够被消除或基本消除，测量误差就呈偶然误差的特性：若对某个参量做一系列观测，当观测数据量达到一定数量时，观测值就越来越明显地趋于正态分布，即

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}}$$

其中 $f(x)$ 为概率密度函数， x 为观测值， μ 为数学期望值， σ^2 为方差。一般在器材、人和外界条件一定的观测条件下， μ 和 σ 为定值。

对鱼雷射击，一般主要考虑以下误差项：

目标运动要素误差：敌速误差，敌舷角误差，射距误差；

鱼雷航行误差：鱼雷速度误差，鱼雷航向误差；

发控系统误差：瞄准误差。

6.6.2 声自导鱼雷发现概率估计技术

声自导鱼雷射击命中过程参见图 6-23，本艇在 O 点发射鱼雷，同时目标自 T 点沿 C_T 方向以速度 V_T 匀速直航。鱼雷出管后以先直航（沿发射管方向）一段距离 B ，之后，以预先设定的转角 ω 转向（变速时间忽略不计）。此后，以设定速度 V_r 奔向目标。


$$\begin{cases} D_0 \cdot \sin(\varphi_a) = mS_t \cdot \sin \theta_\omega + S_z \cdot \sin |\omega| + R \cdot (1 - \cos |\omega|) \\ D_0 \cdot \cos(\varphi_a) = S_t \cdot (1 + m \cos \theta_\omega) - S_z - R |\omega| + S_z \cdot \cos |\omega| + R \cdot \sin |\omega| + r \end{cases} \quad (6-6-1)$$
$$\begin{cases} \omega = \varphi_a + Q_o \\ \theta_\omega = Q_T + \varphi_a \end{cases} \quad (6-6-2)$$

若不考虑目标运动要素以及鱼雷、本艇的导航误差,则解算的鱼雷一次转角为精确值。但是实际攻击过程中,解算的目标运动要素带有误差,且受鱼雷与平台自身导航误差的影响,会导致目标散布与鱼雷散布。其中影响目标散布因素主要为目标初始方位 B_0 、初始距离 D_0 、速度 V_T 、航向 C_T 的误差,其对应的精度(二阶原点矩)分别为 σ_B 、 σ_D 、 σ_{VT} 、 σ_{CT} 。而影响鱼雷散布的主要因素有鱼雷速度和鱼雷航向导航误差,其对应的精度分别为 σ_{dvt} 、 σ_{det} 。

假设目标要素误差与鱼雷航速航向误差不相关, 且均服从正态分布, 则自导鱼雷在水面内的发现概率有:

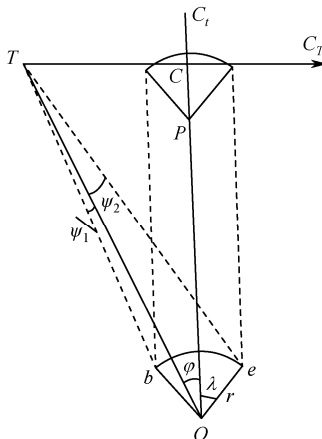


图 6-24 声自导鱼雷相对运动过程示意图

$$P = \int_{-V_1}^{V_2} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_y} e^{-\frac{(y-\mu_y)^2}{2\sigma_y^2}} \int_{-C_1}^{C_2} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_x} e^{-\frac{(x-\mu_x)^2}{2\sigma_x^2}} dx dy \quad (6-6-3)$$

由于误差形态均假设为正态分布, 则鱼雷速度与航向的期望值 μ_x, μ_y 均等于 0, 鱼雷速度均方差 $\sigma_y = \sigma_{dvt}$ 。由相对运动分析可知, 影响鱼雷发现概率的重要因素是目标要素误差所导致的鱼雷航向综合概率误差。因此首要目标是对鱼雷航向误差均方差 $\sigma_x = \sigma_{ct}$ 进行估计, 其次应对其积分上下限 C_1, C_2 , 即相对移动极限角进行估计和计算。

鱼雷的一次转角后航向是众多自变量的函数, 即 $F(B_0, D_0, V_T, C_T, V_t, C_t) = 0$, 可对一次转角后鱼雷航向的均方差进行近似估计:

$$\sigma_{ct} = \sqrt{\frac{\left(\frac{\partial F}{\partial B_0}\right)^2 (\sigma_B)^2 + \left(\frac{\partial F}{\partial D_0}\right)^2 (\sigma_D)^2 + \left(\frac{\partial F}{\partial V_T}\right)^2 (\sigma_{VT})^2 + \left(\frac{\partial F}{\partial C_T}\right)^2 (\sigma_{CT})^2 + \left(\frac{\partial F}{\partial V_t}\right)^2 (\sigma_{dvt})^2}{\left(\frac{\partial F}{\partial C_t}\right)^2}} + (\sigma_{det})^2 \quad (6-6-4)$$

鱼雷的相对移动极限角的计算可利用三角函数正弦定理来进行精确计算, 由于计算原理比较简单, 这里就不再详细介绍。

6.6.3 尾流自导鱼雷发现概率估计技术

与声自导鱼雷类似, 影响目标散布和鱼雷散布的主要因素也是目标运动要素误差与鱼雷航速航向误差。因此计算尾流自导鱼雷的命中发现概率原理与声自导鱼雷发现概率原理也相同, 公式同 (6-6-3)。而不同之处则在于目标与鱼雷相对运动的分析过程。

由于目标相对于鱼雷是一条直线, 鱼雷只是一个点, 因此相对运动则假设目标静止不动, 鱼雷相对于目标运动, 则移动线极限角在图中对应为 $\angle eOb$ 。由图 6-25 可以看出, $\angle eOb = \psi_1 + \psi_2$ 。而 ψ_1 和 ψ_2 就决定了自导扇面所能遮盖的正、负目标运动要素极限误差。因此可以得出: 在射距、自导作用距离、鱼雷航速和提前角一定的条件下, 当由目标航速和航向决定的目标相对移动线不超过极限角范围时, 目标即可被鱼雷发现。

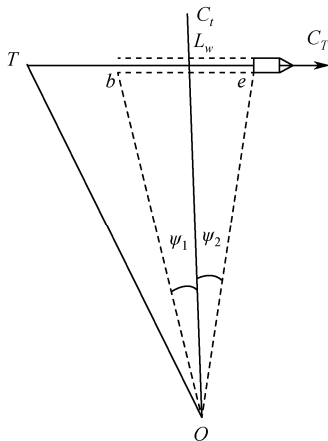


图 6-25 声自导鱼雷相对运动过程示意图

而相应地，式（6-6-3）中鱼雷航速航向数学期望值与均方差的计算原理也同声自导鱼雷计算方式。不同处则在于对公式中积分上下限，即相对移动极限角的估计和计算，此处就不再详细介绍。

6.6.4 线导鱼雷发现概率估计技术

1. 线导导引效果的影响因素及评估方法^[9]

（1）线导导引效果的影响因素。

对鱼雷进行线导遥控导引的目的是通过导引艇火控系统获得的目标信息、本艇运动信息以及返回的鱼雷信息，形成导引指令发送给鱼雷，导引鱼雷接近目标，以利于鱼雷自导装置发现目标，转入自导攻击，最后命中目标。线导鱼雷从准备发射到命中目标，鱼雷和导引艇火控系统通过导线始终联成一个有机整体，它们之间通过相互交换指令和信息，统一分配功能。线导导引的成功实施是鱼雷和导引艇火控系统共同协作的结果。因此，线导导引战术效果评估是一个涉及鱼雷性能，目标性能，战术态势，导引艇声呐、导航、发控等系统性能，以及整个鱼雷武器系统功能协调、误差分配等诸多因素的复杂系统工程问题。具体说来，线导导引战术效果主要与以下因素有关：

鱼雷性能：包括鱼雷速度、航程、自导作用距离、自导扇面开角、辐射噪声等；

目标性能：包括目标速度、噪声特性、对抗鱼雷攻击的能力以及机动运动情况等；

战术态势：包括阵位和射距；

导引艇性能：包括导引艇声呐性能、导航性能、火控系统性能；

鱼雷武器系统各环节的误差：包括目标方位误差，目标距离（测量或解算）误差，目标速度解算误差，目标航向解算误差，目标方位预测误差，导引艇速度、航向测量误差，鱼雷速度、航向、深度内测误差，鱼雷陀螺漂移误差、鱼雷雷位解算误差、雷—艇间信息传输误差、鱼雷遥控误差等；

线导导引方法：在评定线导鱼雷的作战能力和作战效能时，应对上述相关因素给出具体的战术想定与约束规定。

(2) 战术效果评估标准及方法。

由线导导引的目的可知,评估线导导引战术效果主要有两个标准:

- 自导发现目标的概率;
- 发现目标时鱼雷是否还具备足够的自导攻击航程。

与自导鱼雷命中概率计算相似,线导导引战术效果评估也有两种方法:统计模拟法和随机过程理论方法。两种方法各有特点,实践证明,只要建模正确,两种方法得到的评估结果基本一致。由于计算机仿真技术的发展以及鱼雷线导导引过程的复杂,目前进行线导导引战术效果评估时,主要应用统计模拟法。

另外,线导导引通常只在水平面进行,其战术效果分析可以只考虑水平面弹道情况。

2. 模拟法计算“线导+声自导”鱼雷发现概率的步骤

模拟法计算线导鱼雷发现概率的原理同模拟法计算自导鱼雷命中概率的原理相类似,只是由于最终的评估标准以及涉及的诸多变量不同,具体的求解步骤有所不同。

以现在方位导引法为例,模拟法按以下步骤进行:

① 建立坐标系:只考虑水平面内线导鱼雷的捕获情况,则以鱼雷发射点为原点,正东方为 x 轴,正北方为 y 轴,建立大地平面直角坐标系。

② 输入下列初始参数:鱼雷速度;射距;测量的本艇瞬时速度;测量的本艇瞬时航向;测量的目标瞬时速度;测量的目标瞬时航向;测量的目标瞬时方位;线导导引间隔时间;目标速度的均方差;目标航向均方差;声呐测向的均方差;本艇速度的均方差;本艇航向均方差;鱼雷速度均方差;鱼雷转角均方差;鱼雷陀螺漂移均方差;鱼雷自导作用距离;自导鱼雷扇面开角的半角宽度;鱼雷总航程;模拟精度。

③ 根据模拟精度和估计概率值计算或人为确定模拟次数 N 。

④ 进行 N 次模拟仿真。

⑤ 统计 N 次模拟捕获次数,计算发现概率。

注意,这里发现目标及在此之前的运动过程完全用模拟法计算,但在捕获目标后的自导追踪航程计算中,用的是解析法结果进行估算;如果在每次模拟中自导捕获目标后的追踪一直用模拟法按自导工作周期模拟下去,直到命中目标或航程终止,就可得到用纯模拟法计算得到“线导+声自导”鱼雷的命中概率。实际上从解析法的观点看,经过上面各步骤得到的自导发现目标概率基本上等同于命中概率,只是忽略了自导追踪过程丢失目标情况及个别阵位条件下对鱼雷机动性的特殊要求。

3. “线导+尾流自导”鱼雷命中概率的仿真计算

目前世界各国潜艇用反舰鱼雷多采用“线导+尾流自导”方式。由于制导方式的特殊性,“线导+尾流自导”鱼雷在以下3个方面与“线导+声自导”鱼雷有明显的不同:

① “线导+尾流自导”鱼雷线导导引过程的导向点是目标舰船有效尾流区内的一点,通常为有效尾流的中点或其前置点,而不是舰船本身。因此,当目标机动运动时,其导向点是较难解算的,这给线导导引带来了很大难度。

② 舰船尾流区通常贴近海面,而潜艇通常在水下一定深度发射和导引线导鱼雷。初始

导引阶段,为了减小噪声辐射以便于听测目标和隐蔽,鱼雷可以在一定深度上慢速接近目标尾流。但在到达目标尾流区之前一定距离时,鱼雷必须改变航深到浅水探测尾流状态,同时改为高速运动,随后尾流自导装置通过向海面发射超声脉冲进行抗海面干扰的自适应门限调整。该调整过程在鱼雷变深变速稳定航行后通常进行数秒时间。如果线导导引遥控指令给出太晚,使鱼雷自导自适应调整未结束或者变深变速没完成就穿越舰船尾流区,则无法检测到尾流,线导导引失败。

③ 尾流自导装置对舰船尾流的探测是通过判断尾流区与非尾流区对声脉冲反射的差异来进行,因此它要求鱼雷在首次进入尾流时,进入角度不能太小,也不能太大,以保证鱼雷及时穿出尾流。所以,线导导引除了要保证将鱼雷导引进入尾流区外,还要保证一定范围的进入角度,以确保尾流自导装置对舰船尾流的正确检测。这就对线导导引提出了更高的要求。

“线导+尾流自导”鱼雷命中概率的仿真计算方法与“线导+声自导”鱼雷命中概率仿真计算方法相似,只是其各个时间节点更明确了。

在尾流自导装置开机后,并不需要马上仿真它对尾流的检测,因为它要经过抑制混响和海面反射干扰的自适应调整过程后,才开始正常检测尾流。在完成自导自适应调整前的时间是单纯的线导导引期间。鱼雷第一次穿越尾流后,便进入单纯的尾流自导雷导向阶段的仿真。而在这两个节点之间,一方面要仿真鱼雷在线导导引下的运动,同时要仿真它对尾流的检测情况。具体说,主要有以下几方面工作:

① 建立坐标系:假定目标作等速直航(或随机机动)运动,只仿真水平面内对鱼雷的线导导引及鱼雷的捕获追踪情况,则可以鱼雷发射点为原点,正东方向为 x 轴,正北方向为 y 轴,建立大地平面直角坐标系。

② 输入初始参数。

③ 确定模拟次数 N 及线导导引方法。

④ 进行 N 次模拟仿真,对于每次模拟,需完成下列具体工作:

- 对有关参数附加误差量;
- 据阵位关系计算目标及本艇的初始位置坐标;
- 按导引通式模拟仿真目标、鱼雷及本艇的运动(注意,对于混合导引法,这其中还涉及前置点导引法与其他方位导引法的转换问题);
- 在距尾流一定距离处(线导过程中计算得到),线导遥控鱼雷进行变深、变速和尾流自导自适应调整。经过一定的调整时间后,尾流自导正常工作,检测尾流。则从该时刻起,不仅要按线导导引间隔模拟目标、鱼雷和本艇的运动情况,还要根据尾流自导工作方式,按更小的检测周期,模拟鱼雷对尾流的检测情况。该模拟与尾流自导鱼雷射击时的模拟方法完全一致;
- 若尾流自导正常工作后,一直检测不到尾流,则仍按线导导引仿真。若自导发现尾流,则应根据该鱼雷的具体动作要求进行仿真。通常情况是鱼雷切断线导导线,完全中止线导过程,转入对目标的尾流自导追踪,这之后的追踪、命中、再搜索攻击等过程的仿真与尾流自导鱼雷完全一致;

- 鱼雷进入尾流后,按尾流自导鱼雷命中概率仿真的方法仿真追踪、命中及再搜索攻击等过程,进行命中目标判断,直到该次射击命中目标或鱼雷航行终止。

⑤ 统计 N 次模拟中命中目标次数,计算命中目标概率。

6.6.5 毁伤效果估计技术

目标毁伤的研究方法主要有两种:试验法和计算机仿真法。

用试验法进行毁伤研究主要是采用缩比尺寸或全尺寸模拟试验、实物试验以及各方专家根据试验结果按其毁伤级别进行定量打分等方法。这种基于试验手段的研究方法,为毁伤研究提供了大量的基础数据,使人们对目标的毁伤规律有了初步的认识。

计算机仿真法是一种在试验数据积累的基础上以理论分析,综合计算为主的新的毁伤研究方法。通过工程分析,建立仿真模型,编制软件进行综合计算,不过,数据的真实性值得检验。一般情况下,只要基本数据准确,仿真模型合理,仿真的结果基本可信。

以潜艇目标为例,在鱼雷与潜艇的实战对抗、演习或仿真中,鱼雷命中潜艇目标后,对潜艇的毁伤是需要实现的最后一个环节。这个环节直接反映了鱼雷对目标的毁伤作用。因此,客观准确地评价鱼雷对潜艇目标的毁伤效果将直接影响着对鱼雷武器系统作战效能的评价,同时也是分析鱼雷攻击潜艇的装备需求的基础。

国内外常用的对舰船的破坏标准^[6]主要有:冲击波标准、冲击因子标准和冲击加速度标准。到目前为止,鱼雷毁伤目标的评价还没有一种固定的模式,常用的方法是先计算某种爆炸方式下鱼雷可以毁伤目标的情况,再根据目标性质看它可以承受毁伤的程度,通过将二者比较确定毁伤概率。这种方法实现起来比较简单,但其中有许多因素都没有考虑。如按此方法计算,鱼雷命中潜艇的任何部位都没有明显的区别,显然这是不真实的。鱼雷命中潜艇部位的不同,即便是造成同样的破坏,对整个潜艇而言,毁伤效果也是不同的。最明显的例子就是当鱼雷命中潜艇的动力舱并造成毁伤时,立刻就会使潜艇失去航行和作战的能力,甚至沉没,而命中舰桥时则不会造成致命的毁伤。因此,目前性能先进的鱼雷都在采用各种高新技术,使鱼雷能够准确地命中这些要害部位,这种命中要害部位的能力在评价鱼雷攻击潜艇的毁伤效果时就应该综合考虑进去。除此之外,还有许多其他因素需要考虑。

可见,鱼雷对潜艇的毁伤效果不仅仅表现在直接产生的破坏程度上,还要全面考虑各种影响因素,本文即是在现有毁伤概率计算模型的基础上,又引进了许多必不可少的影响因素,给出了一个相对全面、客观的毁伤效果评价模型。

1. 影响毁伤效果的主要因素

以鱼雷对潜艇攻击为例,其毁伤效果主要取决于鱼雷、潜艇目标的性能状态和命中时的态势,综合起来需要考虑以下几个主要因素:

(1) 舱段的毁伤程度。

鱼雷命中目标后,对潜艇最明显的毁伤表现在对耐压壳体的破坏上,造成其变形、出现裂痕、甚至撕裂。对这些毁伤程度的衡量是最为重要的,也是目前常用的毁伤效果评价模型建模的基础。但仅评价这样的毁伤程度是很不全面的,还必须综合考虑许多系统影响

的因素。

(2) 舱段的要害指数。

潜艇按照其各部分的组成划分成了许多舱段，每个舱段中布置有不同的设备。有些舱段一旦遭到攻击导致毁伤，就会致潜艇于死地，这些舱段就是潜艇的要害部位，如潜艇的动力舱。

现在，世界上许多性能先进的鱼雷都可以实现垂直命中，选择攻击目标的要害部位，并实现定向聚能爆炸，如美国的 MK50 鱼雷、英国的“鲋鱼”鱼雷和“旗鱼”鱼雷、法国的“海鳐”鱼雷和意大利的 A290 鱼雷等^[40]。这种攻击方式可以直接对潜艇造成致命的毁伤，但按常规的毁伤模型，很少装药量的鱼雷是不足以对目标造成巨大毁伤的，因此必须要在毁伤效果评价中考虑舱段的要害程度，本文采用要害指数的形式来表示。

(3) 命中舱段的概率大小。

鱼雷命中潜艇时，其命中各舱段部位的可能性也不是等同的，这主要受以下因素的影响。

鱼雷在向潜艇的导引追踪过程中，对潜艇的定位与探测是通过其自导系统的目标检测过程完成的。在目标检测中，由于潜艇自身辐射噪声和目标反射强度的不同，鱼雷自导系统对潜艇各舱段的检测结果也是各不相同的，检测信号强的部位称为声学亮点。当鱼雷与潜艇相距较远时，自导系统检测到的声学亮点很少，可以将潜艇作为一个点目标处理。但当距离很近时，特别是距离与潜艇的几何尺寸可比时，各舱段的声学特征都有明显的反映，这时就要以体目标对待。鱼雷在导引过程中需要有一个导引基准点，作为导引命中的导向。导引基准点可以选择为声学亮点，也可以不是声学亮点。由此可见，导引基准点的选择和声学亮点的分布会直接影响鱼雷命中潜艇的舱段部位。

鱼雷类型不同，采用的导引方法也有着很大的差异，这也会影响命中舱段的概率大小，如最简单的追踪法，无论鱼雷是从目标的前半球还是后半球实施攻击，到最后的态势都是鱼雷从目标后面追踪目标，从而导致命中目标尾部舱段的概率最大。

(4) 毁伤效果累积系数。

现代性能先进的鱼雷是一种精确制导武器，由于采用先进的制导技术和目标检测与识别技术，在对潜艇目标的攻击中，两次分别发射的鱼雷完全有可能命中目标的同一部位，扩大对目标的毁伤效果。这样造成的最终毁伤效果不是两次的简单叠加，因为后一次的毁伤是在前次造成毁伤的基础上的进一步毁伤，这时就要考虑毁伤效果累积条件下的评价问题。本文采用毁伤效果累积系数表示这种累积放大的程度。由此可见，鱼雷攻击潜艇时的毁伤效果不是一个简单的直观表面现象的描述，其中还有着许多系统因素的影响。上述这几方面的考虑从所有可能的因素着手给出了影响最终毁伤效果的因素，下面便以此为出发点进行详细分析，建立相应的数学模型。

2. 评价潜艇毁伤效果的数学模型

首先分析以上 4 个方面影响因素的数学模型和研究方法，然后再建立毁伤效果的评价模型。

(1) 舱段毁伤程度的数学模型。

目前对毁伤效果的评价都是基于对目标造成的毁伤部位的尺寸大小计算的，本文采用文献中的计算公式，用鱼雷爆炸可以毁伤的潜艇耐压壳体厚度与实际耐压壳体厚度之比表

示对舱段的毁伤程度。

① 反潜接触爆炸

$$\delta_k = 0.208 \sqrt[1.4]{\frac{G}{R^{1.5}}}$$

式中： δ_k 为可以毁伤的耐压壳体厚度； G 为鱼雷战斗部装药的 TNT 当量； R 为潜艇内外壳体的间距。

② 反潜非接触爆炸

$$\delta_k = \frac{400G}{R_g^2(P_k - P_H)^2}$$

式中： R_g 为爆炸中心到耐压壳体的距离； P_k 为潜艇壳体的临界耐压强度； P_H 为潜艇所在深度的静水压。

则舱段的毁伤程度可以表示为

$$d = \frac{\delta_k}{\delta_0}$$

式中： d 为毁伤程度； δ_0 为实际的耐压壳体厚度，当潜艇壳体上另布置有装甲时，应当先将其折算成等价的耐压壳体厚度再进行计算。

对具有垂直命中能力的鱼雷，由于只有在垂直命中时，爆破威力才最大，所以还应该考虑命中角的影响，作如下的修正：

$$\delta'_k = \delta_k \sin q$$

式中： q 为命中角。

不同类型目标根据其所赋予的任务和建造时采用技术水平的差异，其结构组成和总体布置都有所不同，随之要害部位的分布也不尽相同，确定部位的要害指数需要分别分析与评价，但公认为是要害部位的舱段有动力舱和指控舱等。要害部位划分的细致程度需根据潜艇目标的具体组成和研究要求而定，不便于划分得过细，但也要能够容易区分是否是要害部位。要害指数的确定取决于各个部位执行的功能，其数值相当于只有此部位完全毁伤时目标的毁伤效果，可使用 Dephi 专家咨询法对特定的目标进行分析，评价要害指数。常见潜艇的要害指数分布情况如图 6-26～图 6-27 所示。

鱼雷射击导引方法的不同或者鱼雷弹道的不同都直接影响到鱼雷命中目标不同的部位，因此针对目标某一部位的鱼雷命中概率也会不同，此概率的获得需要通过大量的仿真实验，统计仿真结果或者经验参数公式，然后归纳分析命中概率在各舱段上的分布密度函数。在仿真过程中，目标要作为体目标处理，根据制导律对鱼雷攻击目标过程进行仿真。依据鱼雷命中的目标部位进行统计分析，然后给出分布密度函数的形式，根据分布密度函数便可计算命中特定部位的命中概率。

(2) 舱段的声学特征。

导引基准点的选择依据鱼雷目标检测过程的不同而不同，若仅考虑目标声学亮点的强度对命中概率的影响，认为声学亮点强度越大，命中概率也就越大。

在声自导鱼雷的目标检测过程中，潜艇目标本身的声学特征包括 2 个部分：①自身的辐射噪声 SL ；②鱼雷主动探测方式下的目标反射强度 TS 。这 2 部分的参数需要对潜艇噪声

的实际测量和声学实验才能准确获得，在仿真计算中一般采用相应的经验公式，然后由二者合成潜艇的声学特征： $S=SL+TS$ 。

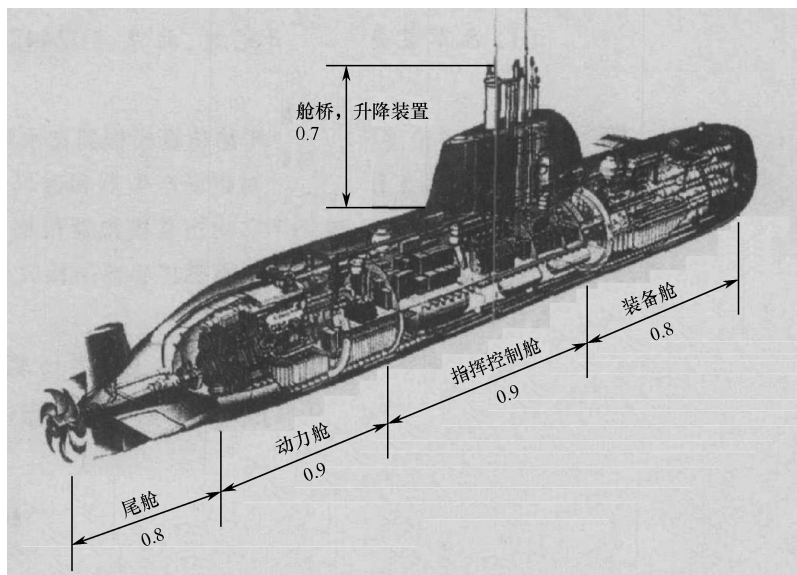


图 6-26 攻击型潜艇的要害指数

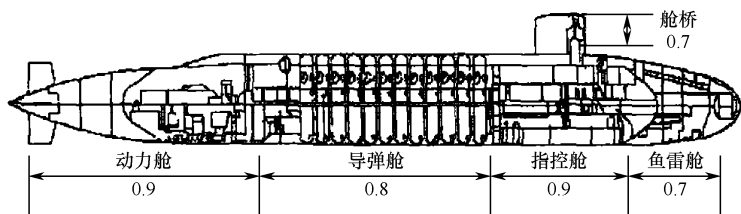


图 6-27 弹道导弹潜艇的要害指数

(3) 制导律影响的命中概率。

此概率的获得需要通过大量的仿真实验，统计仿真结果，然后归纳分析命中概率在各舱段上的分布密度函数。在仿真过程中，潜艇要作为体目标处理，根据制导律对鱼雷攻击潜艇过程进行仿真。依据鱼雷命中的目标部位进行统计分析，然后给出如图 6-28 所示的分布密度函数形式。

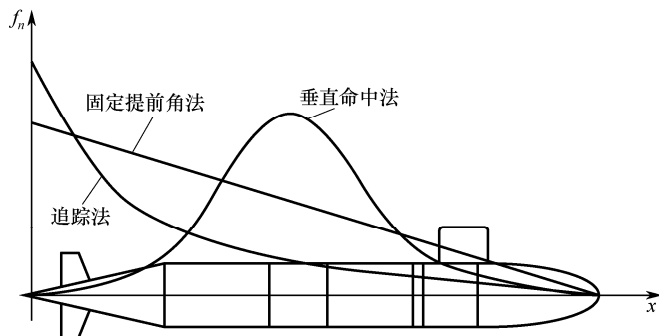


图 6-28 制导率影响的命中概率

根据分布密度函数便可计算命中特定舱段的命中概率。

根据舱段的声学特征和制导律影响的命中概率，给出舱段命中概率的数学模型如下：

$$P = S \cdot K_n$$

(4) 毁伤效果累积系数。

攻击潜艇时一般不会进行饱和打击，所以能够命中同一部位的鱼雷数目不可能很多，本文认为最常见的是两条次命中同一部位。毁伤效果的累积情况取决于命中部位的壳体结构和鱼雷的爆炸效果，要想得到比较客观、准确的系数需要通过爆破实验或仿真计算的方法确定。为了简化分析，本文在分析中认为每一条次鱼雷的毁伤威力完全相同，而用一毁伤累积系数来修正第一条次的毁伤效果作为命中了第二条次后的毁伤效果，即给出如下的数学模型：

$$\delta_{KS} = \varepsilon_2 \delta_{KF}$$

式中： δ_{KS} 为命中第二条次毁伤的耐压壳体厚度； δ_{KF} 为命中第一条次毁伤的耐压壳体厚度； ε_2 为命中两条次的毁伤累积系数。

(5) 评价毁伤效果的数学模型。

综合以上几方面影响因素的具体分析，给出评价毁伤效果的数学模型：

$$P_d = 1 - \sum_{i=1}^m (1 - w_i p_i d_i)$$

式中： P_d 为鱼雷攻击潜艇目标的毁伤效果，即毁伤概率； m 为整个潜艇目标划分的舱段数目，以区分舱段是否是要害部位，其余参数均为各舱段的参数： w_i 为舱段的要害指数， p_i 为舱段的命中概率， d_i 为舱段的毁伤程度，且

$$d_i = \frac{\xi_i}{\delta_i} \sum_{j=1}^{k_i} \varepsilon_{ij} \delta_{kij}$$

式中： ξ_i 为舱段的齐射毁伤系数； δ_i 为舱段实际的耐压壳体厚度； k_i 为齐射时命中舱段的部位数； ε_{ij} 为命中同一部位的毁伤累积系数； δ_{kij} 为单一条次毁伤的耐压壳体厚度。在这个数学模型中，只考虑了各舱段中的齐射毁伤系数，而未考虑不同舱段间的齐射毁伤系数，在给出最后的毁伤评价结果时应该予以适当的修正。

根据此模型，便可以评价鱼雷攻击潜艇的毁伤效果，下面分析两种典型的应用情景。

(1) 具体命中态势下的毁伤效果。

在某次特定的仿真中，仿真结果会给出命中态势的具体参数和鱼雷、潜艇目标的相关性能参数，要求评价鱼雷对潜艇的毁伤效果。此时由于鱼雷已经命中目标，所以令式中的 m 为命中的舱段个数，且 $p_i=1$ ，即只考虑命中舱段的毁伤情况，而其他舱段由于未被命中，故不予考虑。

(2) 给定鱼雷和潜艇条件下的毁伤效果。

此时主要研究鱼雷攻击潜艇时可能出现的各种命中态势，通过对鱼雷攻击潜艇过程的仿真，统计分析足够多的仿真结果，从中分析归纳制导律影响的命中概率、典型的命中态势，进而计算一定战术背景下鱼雷攻击潜艇的毁伤效果。

6.7 仿真案例

6.7.1 鱼雷发现概率估计技术仿真

其中鱼雷的性能指标：鱼雷标称航速 $V_t = 40 \text{ kn}$ ， $\sigma_{V_t} = 1 \text{ kn}$ ， $\sigma_{C_t} = 1^\circ$ 。目标要素的精度指标：标准差 $\sigma_D = 0.07 D_0$ ， $\sigma_{V_T} = 2 \text{ kn}$ ， $\sigma_{Q_T} = \frac{\sigma_{V_T}}{V_T}$ ， $\sigma_{C_t} = 2^\circ$ ，在仿真程序中设定目标初始距离 D_0 、目标航速 V_T （kn）和目标舷角 Q_T ，分别计算声自导鱼雷单雷射击模型的发现概率。在计算中，我们对某些要素加入随机误差，设定统计法仿真次数 N 取 10 000。首先在线情况下，基于典型态势，统计计算声自导鱼雷的发现概率，以此统计结果作为标准值，然后将解析法计算结果与统计法结果进行对比。仿真结果如表 6-1。

表 6-1 声自导鱼雷单雷射击发现目标概率仿真结果

目标距离/链	目标速度/kn	目标舷角/(°)	发现目标概率	
			解析法	统计法
30	10.0	10.0	100.0	100.0
30	10.0	30.0	100.0	100.0
30	10.0	50.0	99.8	99.6
30	10.0	70.0	97.4	97.6
30	10.0	90.0	93.2	93.6
30	12.0	10.0	100.0	100.0
30	12.0	30.0	100.0	100.0
30	12.0	50.0	99.9	100.0
30	12.0	70.0	98.5	98.3
30	12.0	90.0	94.8	94.6
30	16.0	10.0	100.0	100.0
30	16.0	30.0	100.0	100.0
30	16.0	50.0	100.0	100.0
30	16.0	70.0	99.2	99.7
30	16.0	90.0	95.9	95.6
30	20.0	10.0	100.0	100.0
30	20.0	30.0	100.0	100.0
30	20.0	50.0	100.0	100.0
30	20.0	70.0	99.3	99.1
30	20.0	90.0	95.8	95.8
40	10.0	10.0	100.0	100.0
40	10.0	30.0	99.8	99.3
40	10.0	50.0	94.3	94.0
40	10.0	70.0	83.0	82.5

续表

目标距离/链	目标速度/kn	目标舷角/(°)	发现目标概率	
			解析法	统计法
40	10.0	90.0	72.1	72.8
40	12.0	10.0	100.0	100.0
40	12.0	30.0	99.9	100.0
40	12.0	50.0	96.2	97.0
40	12.0	70.0	85.7	85.4
40	12.0	90.0	74.1	74.7
40	16.0	10.0	100.0	100.0
40	16.0	30.0	100.0	100.0
40	16.0	50.0	97.8	98.7
40	16.0	70.0	88.2	88.7
40	16.0	90.0	75.3	75.5
40	20.0	10.0	100.0	100.0
40	20.0	30.0	100.0	100.0
40	20.0	50.0	98.2	98.6
40	20.0	70.0	88.6	88.4
40	20.0	90.0	74.4	74.4
50	10.0	10.0	100.0	100.0
50	10.0	30.0	97.0	97.2
50	10.0	50.0	80.8	80.2
50	10.0	70.0	64.5	64.7
50	10.0	90.0	52.5	52.7
50	12.0	10.0	100.0	100.0
50	12.0	30.0	98.2	98.8
50	12.0	50.0	83.8	83.8
50	12.0	70.0	66.9	66.8
50	12.0	90.0	53.7	53.3
50	16.0	10.0	100.0	100.0
50	16.0	30.0	99.0	99.4
50	16.0	50.0	86.9	86.5
50	16.0	70.0	69.2	69.6
50	16.0	90.0	54.0	54.7
50	20.0	10.0	100.0	100.0
50	20.0	30.0	99.3	99.8
50	20.0	50.0	88.0	88.9
50	20.0	70.0	69.4	69.8
50	20.0	90.0	52.8	52.7

从以上仿真结果可以看出：

统计法与解析法所求解的目标发现概率结果相近，最大误差不超过 1%，而验证发现概率解析法原理的正确性需在相同的仿真条件下比较解析法与统计法之间的误差。

对于声自导鱼雷，在目标距离和速度一定的条件下，目标舷角越小，鱼雷发现目标的概率则越大；目标舷角越大，鱼雷发现目标的概率则越小。导致此种现象的原因主要是目标舷角越小，鱼雷所耗费的航程则越小，从而导致目标和鱼雷的散布也较小，发现概率较大。

6.7.2 毁伤效果仿真

假设在一次鱼雷攻击潜艇的仿真中，发射了一条具有垂直命中功能的鱼雷，直接命中潜艇的动力舱，命中角 85° ，战斗部装药 75 kg TNT 当量，潜艇的耐压壳体与非耐压壳体间距 1.5 m，耐压壳体厚度 30 mm，各舱段要害指数如图 6-27 所示，要求评价此命中态势下的毁伤效果。

使用反潜接触爆炸的公式如下：

$$\delta_k = 0.208 \sqrt[1.4]{\frac{G}{R^{1.5}}} = 0.208 \sqrt[1.4]{\frac{75}{1.5^{1.5}}} = 2.94 \text{ cm}$$

对于命中角的修正：

$$\delta'_k = \delta_k \sin q = 2.94 \sin 85^\circ = 2.93 \text{ cm}$$

毁伤效果：

$$P_d = w \frac{\delta'_k}{\delta_0} = 0.9 \frac{2.93}{3} = 0.88$$

6.8 小结

濒海地区日益成为军事斗争的焦点地区，浅海地区的水下斗争备受各军事大国关注。自导鱼雷能在浅海海域复杂的水文地理条件下发挥其巨大优势，受水深所限，线导鱼雷在浅海海域难以发挥其战术优势。但线导鱼雷的突出优点是反应速度快，可做到先敌发现、先敌攻击，对目标运动要素的依赖性小，可在有限目标信息的条件下使用，对目标机动有较好的适应性能，抗干扰能力强，攻击效果好。本章首先从鱼雷自导方式的不同入手，分别介绍了直航鱼雷、声自导鱼雷、尾流自导鱼雷射击诸元的计算方法，接下来又从线导鱼雷的导引方法不同入手，分别介绍了前置点导引方法与方位导引方法。

鱼雷命中概率是反映鱼雷作战能力最重要的数量指标，它不仅与鱼雷主要战术技术性能指标有关，而且与作战使用方法、攻击对象属性、发射平台系统性能乃至作战海域水文条件等多方面因素有密切关联，本章最后又从目标散布入手，介绍了自导鱼雷以及线导鱼雷的打击效果预估方法以及鱼雷毁伤效果的评估方法。

参考文献

- [1] Commander Submarine Force, Pacific Fleet, ed (2006-02-17). Current Doctrine Submarines.
- [2] 邓又辉, 徐晓刚, 李伟. 鱼雷制导技术展望[J]. 制导与引信, 2005, 26(3): 28-30.
- [3] 吴静, 商海英, 韦正世. 光线制导技术及器件的发展(待续)[J]. 光纤与电缆及其应用技术, 2006, (4): 7-11.
- [4] 成煜, 雷道玉, 汪庆祥等. 光纤制导用抗弯光纤的研究[J]. 鱼雷技术, 2007, 15(1): 26-28.
- [5] 崔绪生. 国外鱼雷技术进展综述[J]. 鱼雷技术, 2003, 11(1): 6-11.
- [6] 朱清浩. 赵加余. 潜艇指控系统[M]. 海军潜艇学院, 1999.
- [7] 赵正业. 潜艇火控原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [8] 张宇文. 鱼雷弹道与弹道设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1999.
- [9] 孟庆玉. 张静远, 宋保维. 鱼雷作战效能分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [10] 周德善, 王明洲, 冀邦杰, 等. 发展自导鱼雷的思考[J]. 鱼雷技术, 2000, 8(3): 29-31.
- [11] 钱建平, 杨芸. 国外鱼雷及自导技术现状与发展趋势[J]. 船舶工程, 2003, 25(4): 10-16.
- [12] 苏丽萍, 任德明, 曲彦臣, 等. 一种新的鱼雷自导技术[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 25(1): 297-301.
- [13] 宗方勇, 刘演龙, 王柄. 美俄潜艇指控系统鱼雷攻击数学模型研究概况[J]. 四川兵工学报, 2007, 28(6): 20-23.
- [14] 朱清浩, 李满意. 一种新的尾流自导鱼雷扇面齐射方法[C]. 火力与指挥控制, 2001 年学术年会论文集, 青岛: 海军青岛潜艇学院, 2001: 263-266.
- [15] 王军, 朱清浩. 尾流自导鱼雷手动“带角”平行齐射[J]. 潜艇学术研究, 2007, 25(3): 50-52.
- [16] 穆连运, 赵祚德, 马亮. 尾流自导鱼雷射击方法研究[J]. 鱼雷技术, 2003, 11(1): 40-42.
- [17] 朱江江, 陈伯义. 水面舰船尾流气泡半径变化规律的研究[J]. 热科学与技术, 2005, 4(2): 146-149.
- [18] 罗迪, 李本昌, 李原. 尾流自导鱼雷技术优势及应用局限性[J]. 鱼雷技术, 2008, 16(3): 45-48.
- [19] 李本昌, 刘振峰, 海宽. 尾流自导鱼雷及其射击控制的关键技术[J]. 火力与指挥控制, 2002, 27 卷增刊.
- [20] 张靖康, 李本昌. 尾流自导鱼雷攻击决策的需求与方法研究[J]. 指挥控制与仿真, 2007, 29(5): 29-31.
- [21] 李本昌, 刘振峰, 庄冬春. 尾流自导鱼雷的射击瞄点及射击解算[J]. 鱼雷技术, 2003, 11(1): 37-39.
- [22] 孙续文, 周明, 白江. 尾流自导鱼雷射击诸元解算模型研究[J]. 指挥控制与仿真, 2008, 30(2): 61-62.
- [23] 王幸军, 李本昌. 尾流自导鱼雷极限射击范围的数学描述[J]. 弹道学报, 2005, 17(4): 64-68.
- [24] 武志东, 李本昌. 尾流自导鱼雷有效射击阵位范围[J]. 指挥控制与仿真, 2006, 28(3): 41-43.
- [25] 李本昌, 梁涛. 尾流自导鱼雷齐射及需要把握的问题[J]. 潜艇学术研究, 2006, 24(3): 23-30.
- [26] 郝志伟, 任章, 王新远. 鱼雷尾流追踪弹道设计与仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18 卷增刊 2: 1001-1004.
- [27] 蒋兴舟, 郝东旭. 53-65K 尾流自导鱼雷的作战使用效果分析[J]. 鱼雷技术, 2000, 8(1): 37-41.
- [28] 石晟玮, 石敏, 蒋兴周. 减少航程损失的尾流自导新方案[J]. 海军工程大学学报, 2004, 16(2): 74-78.
- [29] 蒋兴舟, 张静远, 姜涛, 等. 尾流自导设计中的几个关键问题[J]. 鱼雷技术, 2002, 10(3): 17-20.
- [30] 徐敦滋, 王新远, 王文元. 线导鱼雷作战使用方法研究[J]. 鱼雷技术, 2002, 10(1): 39-43.
- [31] 李刚强, 黄文斌. 线导鱼雷导引方法综述[J]. 鱼雷技术, 2003, 11(2): 38-42.
- [32] 卢发兴, 王航宇, 刘忠. 线导+尾流自导鱼雷末弹道导引方法研究[J]. 海军工程学院学报, 1999(4): 81-86.
- [33] 王新远. 改进的线导鱼雷方位和前置点导引方法[J]. 鱼雷技术, 2007, 15(3): 31-33.
- [34] 吴鹏, 张会, 李满意, 等. 线导+尾流自导鱼雷射击阵位优化研究[J]. 火力指挥与控制, 2006, 31(2).

- [35] 李本昌, 杨海涛. 线导加尾流自导鱼雷保持距离导引法[J]. 火力与指挥控制, 2004, 29(2): 65-67.
- [36] 王航宇, 卢发兴, 刘健. 大噪声背景下的纯方位导引方法[J]. 火力指挥与控制, 2001, 26(4).
- [37] 徐敦滋. 线导鱼雷射击导引方法数学模型的研究[J]. 水中兵器, 1996, (2): 1-11.
- [38] 黄治义, 吕汉兴, 刘振峰. 线导鱼雷的导引算法及工程化研究[J]. 鱼雷技术, 2001, 9(2): 39-41.
- [39] 李本昌, 杨海涛. 发射平台丢失目标跟踪情况下线导鱼雷的攻击使用[J]. 鱼雷技术, 2001, 9(2): 40-42.
- [40] 宋明玉. 基于模糊控制的线导鱼雷组合导引方法[J]. 鱼雷技术, 2008, 16(3): 52-56.
- [41] George K Bakos. Submarine Approach and Attack Tactics—Simulation and Analysis [D]. Naval Postgraduate School Monterey, California, 1995.
- [42] Anders Mjelde. The Effect of the Tactical Situation and the Torpedo Parameters on Torpedo Effectiveness [M]. AD/a-047265, 1997.
- [43] 陈培龙. 自导鱼雷射击效果的分析[J]. 舰船科学技术, 1998(3): 36-41.
- [44] 詹致祥. 鱼雷制导规律及命中精度[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.

潜射巡航导弹武器控制

7.1 概述

潜艇作为海军的一种战斗舰艇，具有隐蔽性好、机动性大、突击能力强等特点，可以不需要岸基兵力和其他舰艇的支援就能长期在远洋独立活动；导弹作为现代新式武器，具有射程远、杀伤威力大、命中精度高等优点。由此可见，隐蔽性良好的潜艇携带具有强大杀伤力的导弹，能大大提高攻击的突然性和打击效果。50 多年来，潜载导弹及其水下发射技术得到了迅速发展，目前已应用于世界各国海军潜艇。

巡航导弹作为一种多用途精确制导武器，射程一般为 10~2000 km，在稠密大气层内，利用气动沿预定航迹以亚音速飞行，可全天候使用。它可携带核、化学和常规战斗部件（包括高能集束炸药、反舰、反雷达电磁脉冲弹头等），从空中、海上和陆地发射，突防能力强，战术使用灵活。

相比于陆基巡航导弹，潜艇水下发射巡航导弹所涉及的技术更加复杂，对信息的保障更加困难。在潜射巡航导弹水下发射及作战使用方面，目前潜射巡航导弹水下发射方式主要有 4 种，即动力运载器水平发射、无动力运载器水平发射、裸弹水平发射和裸弹垂直发射；潜艇导弹发射方式正从鱼雷管水平发射到共架垂直发射方式转变，打击目标从水面舰艇扩展到陆上目标。在潜射巡航导弹武器控制方面，由于潜艇发射巡航导弹打击目标类型增多，数量增大，且大部分为移动目标，需要相应的信息保障技术以保证潜射巡航导弹的攻击效果。潜艇发射巡航导弹在打击水面目标或陆上目标时，航程较远，为躲避敌方雷达探测，需要超低空飞行，这增加了与地面或水面岛屿相撞的概率，同时在飞行过程中还要考虑导弹机动性能、导航要求、导弹发射条件、目标攻击方向等，需要航路规划技术，提高导弹武器作战效能。针对远程陆上目标，目标防御严密坚固，需要多波次攻击才能将目标摧毁。为掌握打击进程，需要实时对目标毁伤程度进行评估，为后续攻击决策提供依据。

7.2 潜射巡航导弹信息保障技术^[3, 8]

潜艇利用巡航导弹打击远程海上移动目标和陆上固定目标，需要多种信息支撑（包括地理、导航、战场态势等）。现有信息在种类和精度上可以满足潜射巡航导弹的使用要求，

但不能为指挥员提供合理的决策保障信息，影响了巡航导弹的打击效果。本节主要从巡航导弹指挥控制的角度，讨论巡航导弹的辅助决策问题。潜艇采用通用垂直发射方式后，发射效率增大，可以同时多批目标进行攻击，因此需要根据目标属性、威胁程度、目标预估毁伤程度进行多弹多目标分配；海上目标移动速度快，目标散布区大，在信息老化时间内需要根据目标攻击方向计算目标的捕获概率，为导弹攻击提供决策依据。

7.2.1 多弹多目标任务分配技术

现代海战是舰艇编队与编队之间的体系对抗，攻击目标通常是以目标群的形式出现。相对于目标体系的复杂性，为减少战争中无辜人员、物质的损失，武器系统则向着更加精确化的方向发展，更强调对敌方作战能力的毁伤，而常规武器系统所携带的炸药当量不会很大。因此，针对大型目标群或编队目标，需要多枚远程精确打击武器协同完成打击任务，其中任务分配是重要环节。

1. 问题描述

设战场中有多个导弹发射点 $V_i \in V, i=1, \dots, N_v$ ，多个目标 $T_i \in T, i=1, \dots, N_T$ ，多个威胁 $P_i \in P, i=1, \dots, N_p$ ，巡航导弹发射点、目标和威胁均可以包含多种类型，同一目标由不同发射点导弹执行的效果不同。设集合 $S_i = \{T_i^1, \dots, T_i^n\}$ 为分配给 V_i 的任务集合，则多弹协同任务分配问题可描述为：在满足各项战术和技术指标的前提下，为每个目标分配攻击导弹，使得导弹耗损最小、目标价值毁伤最大、完成波次攻击所消耗的时间最短。

(1) 导弹耗损最小化模型。

在导弹对目标进行攻击的同时，目标也对其进行反击，造成了导弹的耗损。设第 u 枚导弹攻击目标 t 的生存概率为 PS_{ut} ，则 $a_{ut} = 1 - PS_{ut}$ 为其攻击该目标时的耗损。对导弹进行任务分配，使得所有导弹的耗损之和最小，即

$$\min \sum_{i \in U} \sum_{j \in T} a_{ij} x_{ij} \quad (7-2-1)$$

考虑到导弹除携带爆炸部位外，还挂载有其他设备，如电子对抗设备等。这些设备通过诱骗或干扰能够影响敌火力对我导弹的攻击，从而提高导弹对目标的生存能力，增强导弹对目标的杀伤效果，称之为软杀伤武器。用 PS_{ut}^{dj} 表示使用软杀伤武器的生存概率时，第 u 枚导弹攻击目标 t 的生存概率，则导弹耗损最小化模型为

$$\min \sum_{i \in U} \sum_{j \in T} a_{ij}^{dj} x_{ij} \quad (7-2-2)$$

其中 $a_{ut}^{dj} = 1 - PS_{ut}^{dj}$ 。

当多枚导弹同时攻击同一目标时，如第 u 枚和 v 枚导弹同时攻击目标 t ，两枚导弹均被目标击毁的概率为 $(1 - PS_{ut}^{dj})(1 - PS_{vt}^{dj})$ ，用这一概率来近似评估多枚导弹被击毁的概率。设 U'_t 为分配给目标 t 的导弹集合，则导弹的耗损降低为 $\prod_{i \in U'_t} (1 - PS_{it}^{dj})$ 。

(2) 目标价值毁伤最大模型。

各个敌方目标的军事重要程度不同，因此对不同目标实施攻击所获得的收益也各不相同。若用 V 来表示目标的价值，则摧毁目标 t 获得的收益为 V_t 。一般地，目标的价值由指

挥人员预先设定，在作战过程中还可以根据态势的变化和作战意图的改变进行动态调整。

在导弹实施攻击前，要先在任务区域内搜索和寻找目标，正确地发现和识别目标是开展攻击行动的基础。用 P_c 表示导弹准确到达任务区域、发现目标以及正确识别目标的概率。杀伤概率 PK 是导弹的一个重要效能指标，可以通过历史数据分析或从武器效能数据库中查找得到。综合考虑目标的价值、确认概率、杀伤概率、导弹相对于目标的生存概率，则使用第 u 枚导弹攻击目标 t 时，收益为

$$V_{ut}^{dj} = P_c \times PK_{ut} \times PS_{ut}^{dj} \times V_t \quad (7-2-3)$$

为导弹分配任务，使得总收益最大，即

$$\max \sum_{i \in U} \sum_{j \in T} V_{ut}^{dj} x_{ut} \quad (7-2-4)$$

对于大型目标，往往需要多次打击才能达到预期的作战效果，而同时使用多枚导弹攻击该目标能够有效提高作战效果、降低风险。设分配给目标 t 的导弹集合为 U'_t ，其中某导弹攻击该目标获得的收益为

$$V_{ut}^{dj} = P_c \cdot PK_{ut} [1 - \prod_{i \in U'_t} (1 - PS_{it}^{dj})] \cdot V_t \quad (7-2-5)$$

则所有导弹协同攻击该目标的总收益为各导弹攻击该目标收益的总和，且总收益不超出目标本身的价值 V_t 。

(3) 消耗时间最短模型。

导弹攻击目标所消耗的时间包括到达目标时间、搜索目标时间两部分。其中到达目标时间由导弹所飞行的航路决定，搜索目标时间由导弹雷达捕获能力和目标散布区大小决定。导弹搜索目标时间相对于导弹到达任务区域的飞行时间数值较小，因而可以忽略其影响。所以，可以采用导弹与目标航路航程来衡量执行任务所消耗时间。设第 u 枚导弹与目标 t 间的距离为 D_{ut} ，则消耗时间最小化模型为 $\min \sum_{i \in U} \sum_{j \in T} D_{ut} x_{ut}$ 。

(4) 任务分配模型。

通过以上分析建立了多导弹协同任务分配的多目标函数。通常情况下，各目标函数间可能是冲突的，使得该多目标优化问题不存在唯一的全局最优解。将多目标决策问题转换为单目标优化问题的常用方法是加权求和，即为各子目标函数赋予相应的权值。权值的大小体现了各子目标函数的重要程度，因此，加权求和方法可隐式表达指挥员的意图。下面采用这一方法将多目标优化问题转换为单目标最优化问题。

由于各目标函数的量纲不同，需进行量纲转换，为此将各量纲转化为 $[0,1]$ 集合内的数值。令目标的价值 v 取 $0 \sim 1$ 之间的数值，又令 $T_{ut} = D_{ut} / D_{\max}$ ，则 T_{ut} 为第 u 枚导弹与目标 t 间的距离（到达时间）相对于导弹与目标间最远（最长到达时间）距离的百分比。由此，多枚导弹任务分配模型为

$$\max \sum_{i \in U} \sum_{j \in T} (\omega_1 \cdot V_{ut}^{dj} - \omega_2 \cdot A_{ut}^{dj} - \omega_3 \cdot T_{ut}) x_{ut}^{dj} \quad (7-2-6)$$

$$V_{ut}^{dj} = P_c \cdot PK_{ut} \cdot PS_{ut}^{dj} \cdot V_t$$

$$A_{ut}^{dj} = 1 - PS_{tu}^{dj}$$

$$T_{ut} = D_{ut} / D_{\max}$$

$$PK_{ut} = 1 - \prod_{i \in U'_t} (1 - PKI_i)$$

$$PS_{ud}^{t\ dj} = 1 - \prod_{i \in U'_t} (1 - PS_{it}^{dj})$$

其中, $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 为权系数, 反映了每个子目标的重要程度。多枚导弹任务分配满足以下约束条件:

- $x_{ut} \in \{0, 1\}, t=1, 2, \dots, T; u=1, 2, \dots, U;$
- $\sum_{u=1}^{N_t} x_{ut} = 1$, 含义: 每枚导弹只能对一个目标攻击;
- 对于每个目标, 无论使用多少兵力, 对目标价值毁伤收益不大于该目标的自身价值:

$$\sum_{u=1}^U P_c \cdot PK_{ut} \cdot PS_{ut}^{dj} \cdot V_t \cdot x_{ut}^{dj} \leq V_t \quad (7-2-7)$$

2. 线性指派问题的求解

在模型中, 如果 $m=n$, 则属于典型的指派问题。如果 $m < n$, 假设 $n-m=m'$, 在矩阵中增加 m' 行 0 元素, 这就转化为指派问题了。

指派问题的最优解有一个重要的性质: 若从系数矩阵 c_{ij} 的一行(列)各元素中分别减去该行(列)的最小元素, 得到新矩阵 b_{ij} , 则以新矩阵为系数矩阵求得的最优解和用原系数矩阵求得的最优解相同。利用这个性质, 可使原系数矩阵换为含有较多 0 元素的新系数矩阵, 而最优解仍保持不变。在系数矩阵 b_{ij} 中, 位于不同行不同列的 0 元素, 简称独立的 0 元素。若能在系数矩阵 b_{ij} 中找出 n 个独立的 0 元素, 将其代入目标函数中使得 $z=0$, 则它一定是最小的。这就是以 b_{ij} 为系数矩阵的指派问题的最优解。根据这一特点, 用下述匈牙利算法求解。

匈牙利算法是关于指派问题的一种解法, 它有一个关于矩阵中 0 元素的定理: 系数矩阵中独立 0 元素的最多个数等于能覆盖所有 0 元素的最少直线数。以下结合实例来说明匈牙利算法的步骤。

第 1 步: 变换系数矩阵, 使在各行各列中都出现 0 元素。

从系数矩阵的每一行元素中减去该行的最小元素;

从所得系数矩阵的每列元素中减去该列的最小元素。若某行(列)仍未出现 0 元素, 继续变换。

第 2 步: 进行试指派, 以寻求最优解。

经第 1 步变换后, 系数矩阵中每行每列都有了 0 元素, 但需要找出 n 个独立的 0 元素。若能找出, 就能得到最优解。当 n 较小时, 可用观察法、试探法找出 n 个独立 0 元素; 若 n 较大, 可按下面的步骤去找:

① 从只有一个 0 元素的行(列)开始, 给这个 0 元素做标记, 记为 \otimes , 表示这行所代表的导弹只有一个目标可被指派。然后划去 \otimes 所在列(行)的其他 0 元素, 记作 Φ 。这表示该列所代表的目标已被指派, 不再考虑别的导弹了。

② 给只有一个 0 元素列(行)的元素做标记, 记作 \otimes ; 然后划去 \otimes 所在行(列)的 0 元素, 记作 Φ 。

③ 反复进行①、②两步, 直到所有 0 元素都被标记和划掉为止。

④ 若仍有未标记的 0 元素, 且同行(列)的 0 元素至少有两个(表示该枚弹可以从两个目标点中选其一), 可用不同的方案去试探。从剩有 0 元素最少的行(列)开始, 比较该行各 0 元素所在列中 0 元素的数目, 选择 0 元素少的那列的这个 0 元素标记(选择性多的要礼让选择性少的), 然后划掉同行同列的其他 0 元素……反复进行, 直到所有 0 元素都已标记或划掉为止。

⑤ 若 \otimes 元素的数目 l 等于矩阵的阶数 n (目标数), 则该指派问题的最优解已得到; 若 $l < n$, 则转入下一步。

第 3 步: 做最少的直线覆盖所有 0 元素, 以确定该系数矩阵中能找出最多的独立 0 元素, 为此按以下步骤进行:

- ① 对没有 \otimes 的行记 \times 号;
- ② 对已记 \times 号的行中所有含 0 元素的列记 \times 号;
- ③ 对记有 \times 号的列中含 \otimes 元素的行记 \times 号;
- ④ 重复②、③直到得不出记 \times 号的行、列为止;

⑤ 对没有记 \times 号的行画一横线, 对记 \times 号的列画一纵线, 这就得到覆盖所有 0 元素的最少直线数。

设这些直线数为 k , 若 $k < n$, 说明必须继续变换当前的系数矩阵, 才能找到 n 个独立的 0 元素, 为此转第 4 步; 若 $k = n$, 而 $l < n$, 则转到第 2 步④, 另行试探。

第 4 步: 对系数矩阵进行变换的目的是增加 0 元素, 为此在没有被直线覆盖的部分中找出最小元素。然后在记 \times 号的行各元素中都减去这个最小元素, 而在记 \times 的列的各元素都加上这个最小元素, 以保证原来 0 元素不变。这样又得到一个新的系数矩阵(它的最优解和原问题相同)。若得到 n 个独立的 0 元素, 则已得最优解, 否则回到第 3 步重复进行。

7.2.2 目标捕获概率计算模型

对于潜射巡航导弹的攻击来说, 目标可能散布区域的确定是研究导弹攻击方式的前提。目标散布区主要由目标初始散布区(指示区)和目标活动散布区(机动区)组成。目标初始散布区由潜艇自身探测误差和外部目指信息误差引起; 目标活动散布区是导弹在飞行过程中, 由于信息老化、目标机动而造成的误差。显然, 目标散布区域范围变化将直接影响导弹捕获概率。下面就 3 种典型态势下的目标散布区域进行分析。

1. 典型态势下的目标散布区域分析

(1) 目标散布区和散布密度。

考虑目标散布区域一般比较大, 导弹到达目标散布区域的近边和远边的时间是不一样的, 因而目标航向误差、速度误差对目标散布区域范围大小的影响因飞行时间的长短而不同。实际上, 目标散布区域的形状并不规则, 而是呈梨形。由于梨形域的解析描述都非常困难, 因此可以将其简化为近似的梯形。

如果导弹能够准确地飞达最后一个导航转向点, 当然是最理想的。但实际上, 导弹自控飞行中存在一定航行误差, 因此不可能将导弹准确地导向自控终点, 而是导向其附近的一定区域内, 如图 7-1、图 7-2 所示。为了弥补由此产生的偏差, 将自控终点位置误差综合

到目标散布区域内，最终的目标散布区域实际上是由如图 7-1 中 D_1 、 D_2 、 D_3 、 D_4 所围成的扩大的梯形区域。

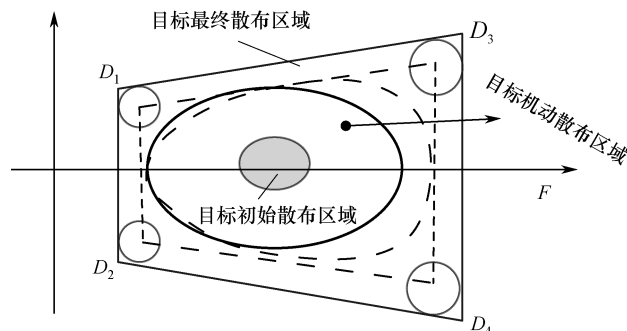


图 7-1 目标综合散布区域态势图

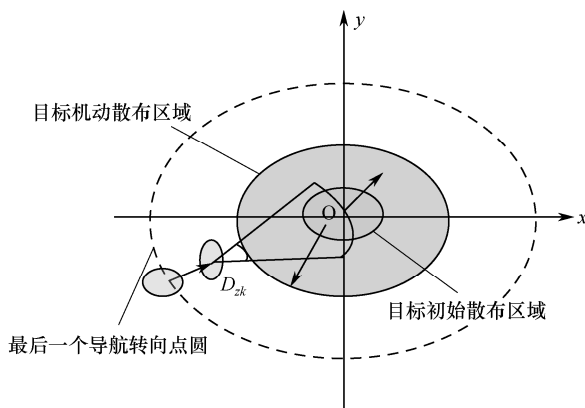


图 7-2 目标散布区域坐标系模拟图

目标信息在一定精确条件下都可认为它服从某种概率分布。设在初始时刻，目标初始分布为二维分布，假定目标的方位信息 B_m 的分布密度函数为 $f(\delta_B)$ ，目标距离信息 D_m 的分布密度函数为 $f(\delta_D)$ ，目标在由目标方位和目标距离所确定的区域 S_0 内的概率为

$$P(S_0) = \iint_{S_0} f(\delta_B) f(\delta_D) dBdD \quad (7-2-8)$$

显然，目标航向、目标速度也服从某种概率分布。设初始时刻分布密度为 $f(K_m)$ 、 $f(V_m)$ ，二者与时间的函数关系为 $f(V_m, t)$ 和 $f(K_m, t)$ 。根据目标初始位置散布模型，在目标信息传输时间和导弹飞行时间后，可以得到目标的机动散布区域 (S_2)，则由初始散布区与活动区可得目标的最终散布区，其分布概率为

$$P(S_2) = \iint_{S_2} f(\delta_B) f(\delta_D) f(K_m, t) f(V_m, t) dS_2 \quad (7-2-9)$$

其中目标散布区坐标系是以目标散布中心为坐标原点、长轴为 x 轴、短轴为 z 轴而构成的目标散布区坐标系。该坐标系在计算捕获概率过程中，可以用于确定导弹末制导雷达自导开机点位置 (可能有多)、雷达扫描区的近距离边线和远距离边线所确定的搜索扇面与目标散布区的重合情况。

(2) 仅方位信息条件下目标散布模型。

若只有目标的方位信息，仍不能精确地确定目标的具体初始位置。

在未知目标速度的情况下，根据战场态势估算目标速度是一个常用的方法。在正常条件下，舰艇在海上的运动速度主要取决于舰艇的最大可用速度、舰艇战术目的、海区环境因素等。舰艇的最大可用速度 V_{\max} ，可根据判断的目标类型用来确定。海区环境也容易确定。目标的战术目的直接影响其航向、航速，结合平时对敌情资料的统计数据，根据战场态势可以概略地估计出目标的航向、航速范围。其中目标识别是判断目标速度的基本前提，也是最终做出战术对抗决策及对策的主要依据。系统按采样输入的目标测量数据等进行处理，依据情报处理的结果进行目标识别。在确认目标属敌方目标的基础上进行目标分类识别，以确认目标属于潜艇还是水面舰艇；再在目标类间识别的基础上，进一步判明目标的具体型别和级别。根据所判断出的目标类型和级别，结合平时对敌情资料的统计和目标舰艇的战术目的分析，可以大概估计目标的最大可用速度。

表 7-1 不同类型目标的最大参考速度

目标的类型	目标最大速度/kn	目标的类型	目标最大速度/kn
不明	30	护卫舰	28
巡洋舰	32	运输船	20
驱逐舰	30	小型导弹舰	40

由于攻击时并不知道目标的航向信息，所以只能认为在信息传输时间和导弹飞行时间内，目标在方位线附近以最大速度内的任意可能速度向任何方向运动，这样将产生一个范围很大的区域。分析可知，当导弹飞行至自控终点时，目标散布区域可简化为由一个矩形和两个半圆组成的区域，如图 7-3 所示，其中矩形在目标方位线方向上的长度 $|AB|$ 为未知因素。

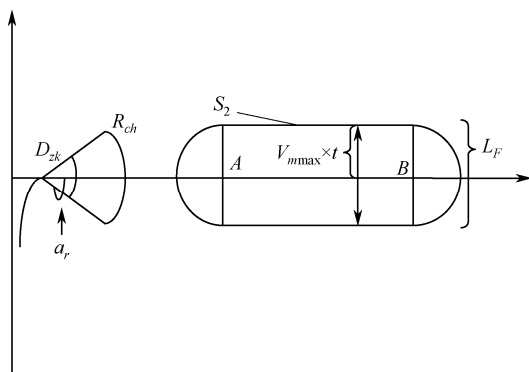


图 7-3 纯方位攻击时对应目标散布区与自控终点位置

在此态势下，关于目标散布区域的可知信息包括：目标方位 B_m 、目标最大可能速度 $V_{m\max}$ 、目标机动的的时间 t_{zk} （简化为导弹自控飞行时间）。据此可得到纯方位攻击时的目标散布区模型如下：

$$\begin{cases} B_m \\ L = 2 \times V_{m\max} \times t_{zk} \end{cases} \quad (7-2-10)$$

其中 L 为目标散布宽度。

分析可知，目标在散布区域内的散布概率可以认为服从均匀分布，即目标在散布梯形内的散布概率处处相同，则可得目标散布概率密度为 $f(S_2) \approx \frac{1}{S_{\text{散布}}}$ 。具体目标散布区域面积的

确定需要根据战场态势进行估算。

(3) 概略距离信息条件下目标散布区模型。

在只有目标的方位信息时，通过估算的目标可能距离范围结合目标方位信息，可以确定一个目标的初始散布区域。一般应认为目标在导弹的有效射程范围内。

综合上面的分析，此态势下可以获取的目标信息包括：目标方位信息 B_m 及其误差、估算的目标距离范围 $D_{m\max} \sim D_{m\min}$ 、目标的估计速度信息 V_m 。结合导弹自控飞行过程所消耗的时间 t_{zk} ，可以给出目标的活动散布区域范围。在目标信息传输时间和导弹飞行时间内，目标散布区域即为初始散布区域基础上加上目标的活动散布区域，显然该散布区域会随时间不断变化。

在图 7-4 中，虚线梯形区域设为目标位置初始散布区域。由分析可知，散布区形状可看作规则的梯形处理，梯形的大小与范围可由上述的目标方位与距离信息计算得到，进而可得目标初始散布区域的模型。

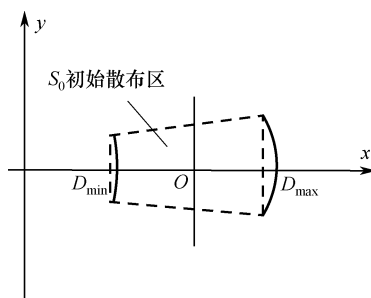


图 7-4 概略距离时目标初始散布区图

目标初始散布区模型为

$$\begin{cases} B_m \sim f(B_m, \delta_{B_m}) \\ D_m \sim \frac{1}{D_{m\min} \sim D_{m\max}} \end{cases} \quad (7-2-11)$$

该态势下假设目标以最大可能速度向任意可能航向运动，则目标的散布区域变为图 7-5 中的类梨形区域 S_1 。显然该区域为不规则图形，计算其范围非常复杂。为简化计算，在该梨形的基础上，周边加上补偿误差图形，近似为梯形进行处理。

目标最终散布区模型为

$$\begin{cases} B_m \sim f(B_m, \delta_{B_m}, t_{zk}) \\ D_m \sim \frac{1}{D_{m\min} - V_{m\max} \times t_{zk} \sim D_{m\max} + V_{m\max} \times t_{zk}} \end{cases} \quad (7-2-12)$$

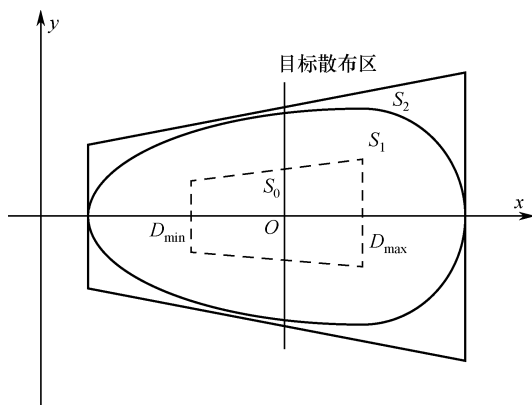


图 7-5 概略距离时目标最终散布区

建立极坐标系，以测得的目标初始位置为原点 O ，选取目标的方位方向为横轴 Ox 。对于任意时刻目标的位置可以用两个参量表示：一个是与原点的距离 R ，另一个是相对于横轴的偏角 β 。不失一般性，假定目标在初始散布区域内服从分布密度函数为 $f(r, \delta_r)$ 的分布。

由概率论知识可知：目标离开原点的距离 $R = r + V_m \cdot t$ （其中 r 表示目标初始位置分布的随机变量）也是一个随机变量。目标航速 V_m 在 $0 \sim V_{m \max}$ 范围内服从均匀分布，则 $V_m t$ 在 $0 \sim V_{m \max} t$ 范围内也服从均匀分布，而 r 和 $V_m t$ 两个随机变量相互独立，因此，两个随机变量的运算结果 R 也是一个随机变量。通过 r 和 $V_m t$ 的分布情况，可以求出 R 的分布密度函数：

$$f(R) = f(r, \delta_r) \times f(V_m \cdot t) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(r, \delta_r) \cdot \frac{1}{(V_{m \max} t \sim V_{m \min} t)} dr \quad (7-2-13)$$

由于 β 在 $0 \sim 360^\circ$ 范围内服从均匀分布，且 β 和 R 两个随机变量相互独立，则目标散布密度为

$$f(\beta, R) = f(R) \times f(\beta) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(r, \delta_r) \cdot \frac{1}{(V_{m \max} t \sim V_{m \min} t)} \cdot \frac{1}{(0^\circ \sim 360^\circ)} dr \quad (7-2-14)$$

另外可以参照现在点时目标的散布态势，将目标初始散布区看作椭圆处理，则目标散布态势如图 7-6 和图 7-7 所示。

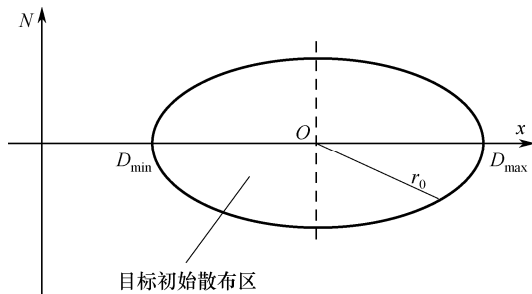


图 7-6 概略距离时目标初始散布区

此时，目标散布密度的计算亦可根据目标初始散布密度与目标其他信息综合得到。如目标初始散布区内分布密度服从正态分布，则在目标速度、航向均服从均匀分布的态势下，目标散布密度为 $f(\beta, R) = \frac{1}{S_{\text{散布区}}}$ 。

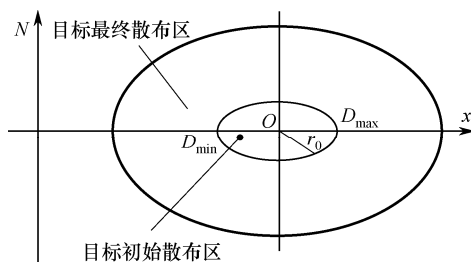


图 7-7 概略距离时目标最终散布区

(4) 方位距离信息条件下目标散布模型。

获得目标的方位和距离信息后，可以据此确定目标的初始位置。由于目标方位和距离信息以观测点为坐标原点，且考虑到探测系统存在一定的误差与信息传输时间延迟的存在，目标实际位置点通常不在该定位点，而是散布在以该点为中心的一定范围内的某位置点上。若将测量时刻的目标定位点作为期望位置点，则目标方位误差将导致实际位置的横向散布，目标距离误差将导致实际位置的纵向散布^[5]。通常，目标距离误差比方位误差对目标位置的影响稍大，目标初始位置散布区域可认为是一椭圆。设该椭圆以 O 点为圆心，则椭圆的长短轴可由目标方位、距离信息及其对应的误差计算得到。

由于观测点与导弹发射点相对位置一般不固定，因此在研究初始散布区域相对于导弹发射点的模型时，将其近似为圆形处理，且圆的半径取椭圆的长轴距离，则实际处理的目标初始散布区域如图 7-8 所示。

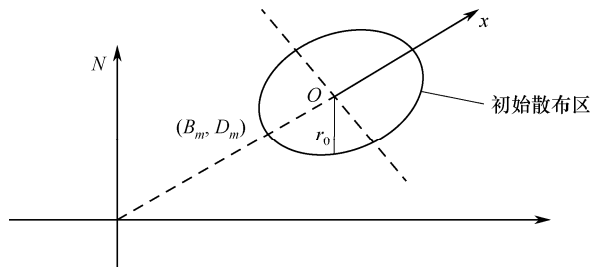


图 7-8 现在点攻击时的目标初始位置散布区

由之前分析可知，目标信息在一定精确条件下都可认为其服从某种概率分布。假定目标在初始散布区域内服从 $N(0, \delta_r^2)$ 的正态分布，则可以给出该态势下的目标初始散布区域模型：

$$\begin{cases} a = 2\delta D_m \\ b = \frac{2\pi\delta B D_m}{360} \\ r \sim N(0, \delta_r^2) \end{cases} \quad (7-2-15)$$

虽然不知道目标的具体运动信息，但根据战场的态势可以估计该态势下的目标运动情况。由估算的目标运动信息，结合目标初始散布模型和相关时间信息，可得到目标最终的散布区域范围。

(5) 无目标航速、航向信息条件下目标散布模型。

考虑到对目标航速、航向的估计属于概率事件,不失一般性,研究中考虑一般的情况,假定目标航速在 $0 \sim V_{m\max}$ 范围内服从概率分布,航向在 $0 \sim 360^\circ$ 范围内服从概率分布。由于目标可能向任意航向以任意速度运动,航向、航速都服从给定范围内的均匀分布,则此时目标的活动区域表现为在目标初始散布椭圆的基础上随时间不断向外扩展,这种情况下最终目标散布的区域范围如图 7-9 所示。

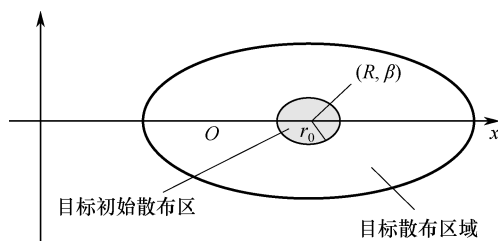


图 7-9 现在点态势下的目标最终散布区域

下面对该散布椭圆建模。在图 7.9 所示的极坐标系内, t 时刻目标的位置用与原点的距离 R 和相对于 Ox 轴的偏角 β 这两个参量来表示。因为目标航向在 $0 \sim 360^\circ$ 范围内服从均匀分布,因此随机变量 β 也在 $0 \sim 360^\circ$ 范围内服从均匀分布。在信息传输时间和导弹飞行时间内,目标以可达速度内的任意可能速度向任意方向运动,结果是目标位置散布椭圆随时间变长向四周不断变大,得出一个膨胀的椭圆。

由概率论可知:目标离开原点的距离 $R = r_0 + V_m t$ 是一个随机变量,由于 $r_0 \sim N(0, \delta_r^2)$,目标航速 V_m 在 $0 \sim V_{m\max}$ 范围内服从均匀分布,则 $V_m t$ 也在 $0 \sim V_m t$ 范围内服从均匀分布,而 r_0 和 $V_m t$ 两个随机变量相互独立。因此,通过 r_0 和 $V_m t$ 的分布情况,可以求出 R 的分布密度函数:

$$f(R) = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_r} \cdot e^{-\frac{r^2}{2\sigma_r^2}} \cdot \frac{1}{V_{m\max}t - 0} dr \quad (7-2-16)$$

分析可知 R 服从 $0 \sim V_{m\max} \cdot t$ 范围内的均匀分布。由于 β 在 $0 \sim 360^\circ$ 范围内服从均匀分布,且 β 和 R 两个随机变量相互独立,由概率论知识可知 R 与 β 的联合分布 $f(\beta, R)$ 为 β 和 R 两个随机变量分布密度函数之积,即

$$f(\beta, R) = f(\beta) \cdot f(R) = \frac{1}{(V_{m\max} \cdot t - 0)} \cdot \frac{1}{(360^\circ - 0^\circ)} = \frac{1}{S_{\text{散布}}} \quad (7-2-17)$$

则该态势下的目标散布区域模型为

$$\begin{cases} a = 2\delta D_m + V_{m\max} \times tzk \\ b = \frac{2\pi\delta B D_m + V_{m\max} \times tzk}{360} \\ f\{(\beta, R) \in E_x\} = \frac{1}{S_{\text{散布}}} \end{cases} \quad (7-2-18)$$

其中 a 、 b 分别为目标散布椭圆的长半轴、短半轴长度。

(6) 航向信息条件下目标散布模型。

这种态势与前一种态势的区别在于:除了目标方位、距离信息外,还可粗略判断目标

运动方向。图 7-10 中椭圆区域即为目标散布区域。

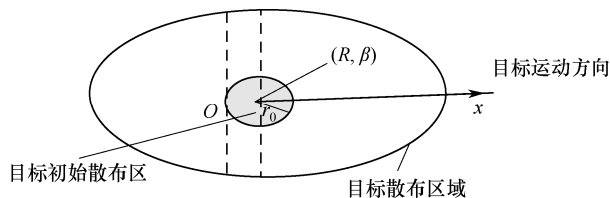


图 7-10 概略航向态势下的目标散布区域

由上面的分析, 可知 R 服从 $0 \sim V_{m\max} \cdot t$ 范围内的均匀分布。由于 β 在 $\beta_1 \sim \beta_1 + 180^\circ$ 范围内服从均匀分布, 且 β 和 R 两个随机变量相互独立, 联合分布 $f(\beta, R)$ 即为两个随机变量分布密度函数之积。

(7) 运动参数信息条件下目标散布模型。

此态势下首先建立目标初始散布区域的模型。目标提前点散布区域的大小与目标速度误差和航向误差有关, 较大的误差对应较大范围的散布区。另外一个影响因素是导弹自控飞行的时间, 较长的飞行时间对应较大的散布区。根据获得的目标方位、目标距离及其对应的误差可以得到目标的初始位置域, 具体分析同前面现在点攻击时目标初始散布区域的建模分析, 在此不再赘述。

当得知目标的航向 K_m 、速度 V_m 以及对应的误差 (ΔK_m 、 ΔV_m) 时, 目标散布区域会向一个方向移动, 移动方向为目标航向, 移动距离为目标速度与导弹整个攻击过程中捕获目标前所消耗的时间 (同上, 定为导弹自控飞行时间)。

(8) 目标散布区域态势与主轴的确定。

目标位置散布区沿着目标的航向方向移动, 移动距离与导弹自控飞行时间有关。但由于速度误差的存在, 目标位置域在不同位置上移动的距离不同, 目标沿测定的目标航向运动。由于航向误差的存在, 具体位置上的每一个目标在下一刻的位置均存在一个散布区域, 形状为一个小扇面, 结合测量的目标速度信息及其对应误差, 该区域为一个扇面环。所有目标初始散布椭圆内的点均对应一个这样的小扇面环活动区, 而最终的目标散布区域为目标初始散布区域加上所有活动区所覆盖的范围。在此态势下, 目标最终散布区域如图 7-11 所示。

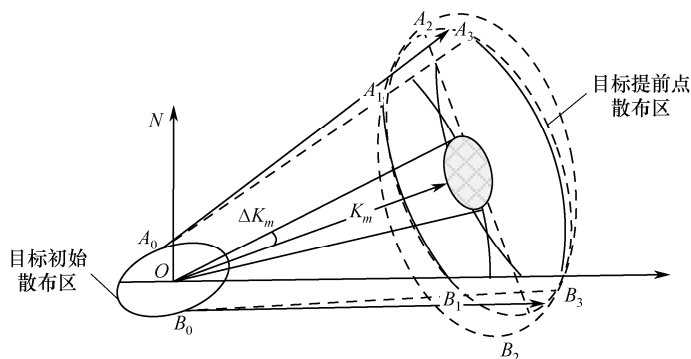


图 7-11 目标散布区域态势图

显然，目标提前点散布椭圆的长短轴与椭圆中心一直发生改变，在给定导弹自控飞行时间的态势下，为确定整个散布椭圆的中心和长短轴位置，研究目标初始散布中心在未来时刻的提前点情况。如图 7-11 所示，由目标速度、航向信息及其对应的误差，可以得到初始目标期望点的提前点散布椭圆模型。

提前点散布椭圆的横轴（沿着目标航向方向）： $E_h = \Delta V_m \times t_{zk}$

提前点散布椭圆的纵轴： $E_z = V_m \times t_{zk} \times \sin(\Delta K_m)$

散布椭圆纵轴与横轴的夹角： $\xi_x = \frac{\pi}{2} + K_m$

考虑到目标初始散布椭圆的对称性，整个散布区的提前点散布区与初始散布中心点的情况相似。

(9) 目标散布密度。

以同样方法建立极坐标系，由于目标运动的航向是一个服从 $N(C_m, \sigma_c^2)$ 的随机变量，对于目标相对 Ox 轴的偏角 β ，处理中将目标方位误差加到目标航向误差上，可得任意时刻目标的偏角 β 服从 $N(C_m, \sigma_c^2 + \sigma_b^2)$ 的正态分布。由概率论中的定理知：目标离开原点的距离 R ($R = r + V_m \cdot t$ ，其中 r 表示目标初始位置分布的随机变量) 也是一个随机变量。由于目标初始位置在散布椭圆内服从 $N(0, \sigma_r^2)$ 的正态分布，其中 $r \sim N(0, \sigma_r^2)$ ，目标航速 V_m 服从 $N(V_m, \sigma_v^2)$ 的正态分布，而 r 和 V_m 两个随机变量相互独立，因此两个随机变量的运算结果 R 也是一个随机变量。通过 r 和 $V_m t$ 的分布情况，可以求出 R 的分布密度函数， R 服从 $N(V_m t, \sigma_r^2 + \sigma_v^2 t^2)$ 的正态分布。

综上所述，对任意时刻 t ，目标位置可用 R 和 β 两个随机变量表示，它们分别服从下列分布： $\beta \sim N(C_m, \sigma_c^2 + \sigma_b^2)$ ， $R \sim N(V_m t, \sigma_r^2 + \sigma_v^2 t^2)$ 。联合分布密度为

$$f(\beta, R) = \frac{1}{2\pi\sqrt{\sigma_c^2 + \sigma_b^2} \cdot \sqrt{\sigma_r^2 + \sigma_v^2 t^2}} \exp\left\{-\frac{1}{2}\left[\frac{\beta^2}{\sigma_c^2 + \sigma_b^2} + \frac{(R - V_m \cdot t)^2}{\sigma_r^2 + \sigma_v^2 t^2}\right]\right\} \quad (7-2-19)$$

在图 7-11 中目标活动区为一个不规则图形，对其建模需要进行复杂的计算。为简化计算，可将其近似看作梯形处理或将其看作椭圆处理。

(10) 特殊态势下的目标散布模型。

若目标速度为 V_m ，测量误差为 ΔV ，目标的速度范围为 $(V_m - \Delta V, V_m + \Delta V)$ ，目标航向为 $(K_m - \Delta K, K_m + \Delta K)$ ，则据此可得目标活动区的模型（图 7-11 中虚线椭圆）。目标提前点散布椭圆的中心为 O_1 ，散布区的长轴方向随态势变化而不断变化，不与目标方位线重合。

同样，由目标速度、航向信息及其对应的误差，可以得到初始目标期望点的提前点散布椭圆模型，从而确定目标散布区的中心和主轴情况。其中，目标提前点散布椭圆的长短轴长度可由初始散布椭圆信息和目标速度、航向信息计算得到。其计算过程与计算目标最终散布椭圆的长短轴类似。

目标离开原点的距离 R ($R = r + V_m t$ ，其中 r 表示目标初始位置分布的随机变量) 也是一个随机变量。设 $r \sim N(0, \sigma_r^2)$ ，航速 V_m 在 $V_{\min} \sim V_{\max}$ 范围内服从均匀分布，其中 $V_{\min} = V_m - \Delta V$ ， $V_{\max} = V_m + \Delta V$ 。显然 r 和 V_m 两个随机变量相互独立，因此，两个随机变量的运算结果 R 也是一个随机变量。通过 r_0 和 $V_m t$ 的分布情况，可以求出 R 的分布密度函数：

$$f(R) = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_r} \cdot e^{-\frac{r^2}{2\sigma_r^2}} \cdot \frac{1}{(V_{m\max}t \sim V_{m\min}t)} d\beta = \frac{1}{(V_{m\min}t \sim V_{m\max}t)} \quad (7-2-20)$$

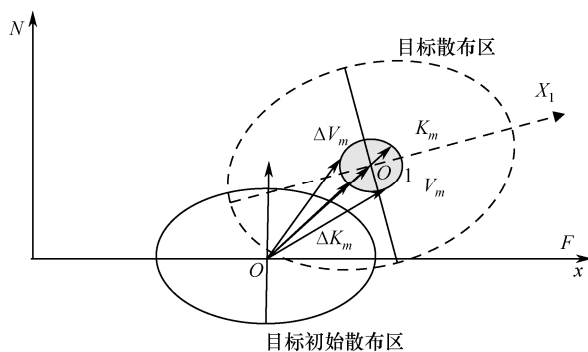


图 7-12 目标散布区

测量所得的目标运动航向 K_m 服从 $(K_m - \Delta K, K_m + \Delta K)$ 间的均匀分布, $\beta \sim \frac{1}{(K_m - \Delta K \sim K_m + \Delta K)}$ 。分析可知随机变量 R 与 β 相互独立, 由概率论知 R 与 β 的联合分布密度为两个随机变量分布密度的卷积:

$$f(\beta, R) = f(\beta) * f(R) = \frac{1}{S_{\text{散布区域}}} \quad (7-2-21)$$

2. 典型态势下的目标捕获概率计算

假定不考虑舰艇的机动 (舰艇导航位置与发射导弹位置重合), 在获取导弹飞行航路航程、目标攻击方向和目标信息的情况下, 利用目标位置及误差、航向、航速及误差, 通过蒙特卡洛仿真的方法模拟当导弹到达目标散布区时目标的位置, 统计目标被导弹捕获的概率。依据目标捕获概率可以计算最优攻击方向及自控终点位置。

仿真中主要进行以下几个计算步骤:

- ① 根据目标已知消息计算目标初始散布区;
- ② 根据获得的或估算的目标信息分析目标机动散布区域, 确定目标最终散布区域范围, 并计算目标在散布区域内的分布概率密度;
- ③ 选择攻击方法, 假定导弹自控飞行过程中的态势, 确定导弹末制导雷达搜索带与目标散布区域的相交态势, 并结合目标散布密度, 通过蒙特卡洛仿真的方法计算捕获概率;
- ④ 根据计算结果, 给出导弹的最佳搜索进入方向, 确定导弹自控终点的位置。

7.2.3 仿真结果及分析

导弹的性能指标: 雷达最大搜索距离为 30 km, 扫描角度为 45° , 目标攻击角度为 120° 。目标要素的精度指标: 最大速度为 30 kn, 目标方位误差为 3° , 航速误差为 8 m/s。在仿真程序中设定本艇位置、目标位置, 分别计算导弹的发现概率。在计算中, 我们对某些要素加入随机误差, 统计法仿真次数 N 取 10 000。在离线情况下, 基于典型态势, 统计计算导弹的发现概率, 仿真结果见表 7-2。

表 7-2 目标捕获概率仿真结果

本艇经度/(°)	本艇纬度/(°)	目标精度/(°)	目标纬度/(°)	攻击方向	捕获概率
123042.63′	2606.82′	124044.34′	26032.33′	120	100%
		124041.79′	26031.06′	120	100%
12605.00′	26042.76′	126016.33′	24041.73′	120	100%
121055.33′	26013.05′	124032.03′	22058.64′	120	85.9%
121055.33′	26013.05′	12402.81′	22058.64′	140	88.2%
121055.03′	26013.05′	121014.29′	2301.51′	30	96%
121055.33′	26013.05′	124039.49′	24028.51′	30	85.6%
122052.54′	26026.50′	124040.12′	25028.60′	30	96.3%
1230	2705′	121022.37′	22055.18′	120	90.3%
120054.39′	25017.86′	121039.78′	22051.15′	140	98.7%

在大样本条件下，基于蒙特卡洛的仿真方法能够从原理上有效解决导弹多变量参数的捕获概率计算问题。由于导弹按一定方向攻击，攻击方向的选择将决定捕获概率的大小；从目标散布区主轴方向攻击目标，其捕获概率最大。

为验证算法性能，考虑多弹多目标情况下的任务分配，效能指标为分配后多弹之间的协同性指标。图 7-13（a）所示为战场中的本艇和目标态势，图 7-13（b）所示为任务分配的结果，从结果可以看出该算法实现了攻击任务的均衡。

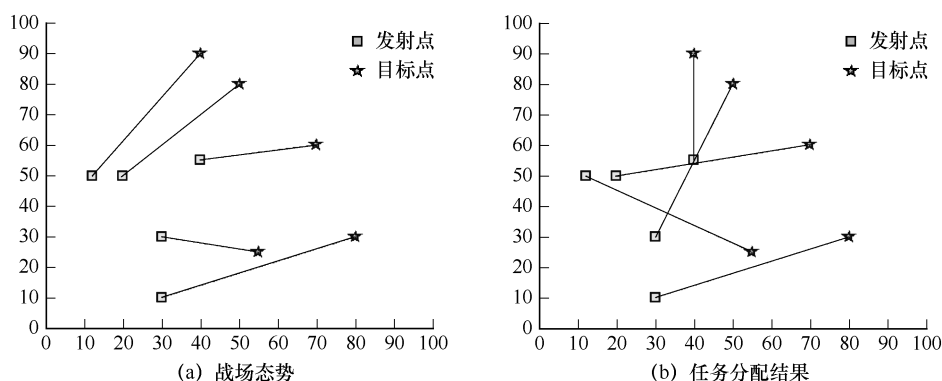


图 7-13 作战分布式任务分配

7.3 潜射巡航导弹航路规划技术

随着航路规划技术的发展和應用，反舰导弹能够具备越来越强的作战能力。首先，反舰导弹武器系统通过航路规划技术可实现对目标多方向同时攻击，可提高导弹的突防能力；其次，反舰导弹可以通过导航点的合理设置对岛屿、陆地或禁飞区等障碍进行规避，以实现避开岛屿攻击目标的能力；最后，反舰导弹的航路规划技术大大提高了导弹发射平台作战使用的灵活性，不仅可以减少平台机动进入战斗航向的时间，随时发射反舰导弹，而且可以最大程度地减少对平台完成其他任务的影响。反舰导弹这些作战能力的提高，在很大

程度上取决于航路规划的合理性。不合理地对反舰导弹进行航路规划,可能使反舰导弹攻击失去应有的作用。

潜艇装备巡航导弹后,随着射程能力的增加,其作战对象将扩展到陆上目标。潜艇巡航导弹将具有对海、对陆打击能力,相应地需要对海、对陆航路规划技术。对海打击,主要在电子海图上规划,在考虑岛屿信息、导弹机动能力、战场态势信息的情况下,规划本艇到目标的最优航路;对陆打击,则还需在地形高程图上规划,在考虑地形高程数据、地形匹配、景象匹配、导弹机动能力、战场态势信息下,规划本艇到目标的最优突防航路。

7.3.1 潜射巡航导弹航路规划建模^[1, 4-7]

1. 规划空间表示

在进行航迹搜索之前,首先必须将飞行环境中与航迹规划相关的要素(如地形、威胁、气候等)表示成符号信息,便于计算机理解。飞行器航迹规划是在三维空间中进行搜索。设 (x, y, z) 为规划空间某一点的坐标,其中 x, y 表示经纬度, z 为表示海拔高度,则航迹规划空间可以表示为集合 $\{(x, y, z) | 0 \leq x \leq \max X, 0 \leq y \leq \max Y, 0 \leq z \leq \max Z\}$,它代表了一个空间区域。在实际规划过程中,还需要将该空间区域离散化,即将 x, y, z 分别按不同的分辨率进行划分,从而得到离散化的规划空间。离散化所采用的分辨率越高,规划结果的精度就越高,但所需要的运算量也越大;相反,所采用的分辨率越低,规划结果的精度就越低。

在大多数军事应用中,规划空间都分布着各种各样的敌方威胁。这些威胁可能不断变化,因此事先很难获得有关规划空间中威胁的准确个数,以及每个威胁的类型、位置、覆盖范围、威胁强度(对飞行器的杀伤力)等信息。另一方面,即使是同一威胁,它对飞行器的杀伤力还会因为所接收到的预警信号的不同而变化。如图 7-14 所示,假定在战场区域中有两个威胁 X 和 Y (图 7-14 中圆形的灰色部分表示威胁覆盖范围,黑色的三角形表示威胁中心)。飞行器需要飞过该区域,有 $A、B、C$ 三条航迹供选择。假设在没有预警的情况下,飞行器可以安全地飞过任何一个威胁区(航迹 A 和 C)。因为当飞行器只经过一个威胁区时,敌方防御系统不能及时捕获和跟踪飞行器,或者虽然捕获却来不及拦截,飞行器已经越过敌防御系统的拦截范围;而当飞行器经过两个威胁区时(航迹 B),尽管威胁 X 可能来不及拦截飞行器,但它可以为威胁 Y 提供预警,使 Y 提前做好准备,对飞行器成功实施拦截。由此可以看出,如果几个威胁可以相互通信,它们联合在一起的杀伤力将大于它们各自的杀伤力之和。Szczerba 将这些相互间可以通信的多个威胁的组合称为威胁网^[7]。除敌方威胁以外,在规划环境中需要考虑的还有地形、障碍、天气等因素。对于同一个战区来说,除了地形一般不会改变以外,其他因素都是不断变化的。因此,一种好的规划空间表示方法,不但要能够合理地表示所有这些与航迹规划有关的战区环境信息,而且当其中某些要素发生改变时能够实时地进行更新。

由于航迹规划需要的数字地形高程数据(digital terrain elevation data, DTED)都是以栅格的形式保存的,因此许多军用飞行器航迹规划算法都采用数字化栅格的方法表示规划空间。这种方法为每一栅格单元分配一个代价值,对应于飞行器经过战区空间相应区域的代价。这里的代价可以包括多种不同的因素,如地形特征、威胁、天气条件等。为了简单

起见，我们这里只在二维空间进行讨论，由此可以很容易地推广到高维空间。设某一战区的所有栅格单元的代价构成一个大小为 $M \times N$ 的矩阵，称之为地图代价（map cost, MC）。根据 MC 矩阵可生成最佳代价（best cost, BC）矩阵。每一栅格单元的最佳代价表示从当前单元到目标单元代价最小航迹的累计代价（假定飞行器可以从一个栅格单元到达与其相邻的任何栅格单元）。很多规划算法采用这种方式生成最小代价航迹：从起始单元开始，依次向其 BC 矩阵中代价最小的邻域移动，最后到达目标单元。利用 MC 矩阵生成 BC 矩阵的方法，这里不再详述。图 7-15 显示了利用 MC 计算 BC 的结果（其中阴影部分表示起始点到目标点的最小代价航迹）。

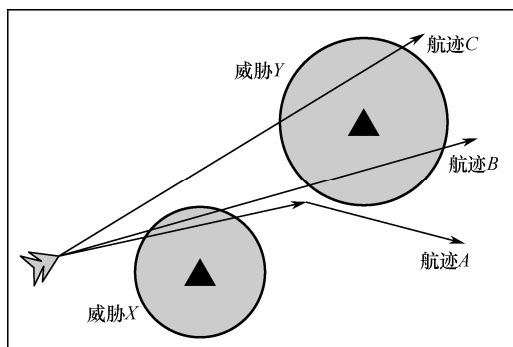


图 7-14 同一威胁对不同的航迹具有不同的威胁指数

	12	10	16	12	14	目标点
	50	38	28	12	0	
	84	272	275	15	15	
	122	300	287	15	15	
	236	45	210	13	13	
	358	167	225	28	28	
	32	236	299	222	214	
	199	403	327	250	242	
	23	23	25	34	24	MC Value BC Value
起始点	222	222	247	276	266	

图 7-15 网格模型中的 MC 和 BC

这种基于栅格的表示方法主要存在如下几方面的问题：第一，难以将各种航迹约束条件与栅格结合起来。第二，对于三维航迹规划来说，其规划区域很大，这种表示法所需的存储空间在实际应用中是难以实现的。第三，不能表示同一威胁对不同航迹的不同杀伤力，例如高炮阵地对先经过预警雷达探测区的航迹具有较大的威胁。第四，生成三维空间的 MC 和 BC 矩阵需要大量时间，而规划环境中的威胁、障碍、天气等因素是不断变化的；一旦战场环境发生变化（例如发现新的威胁），MC 和 BC 矩阵必须更新，这一过程将耗费大量时间，因而这种方法不能用于机上实时航迹规划。

基于以上的分析我们知道，一种好的规划状态空间表示法应能满足如下要求：

- 状态空间应能合理地反映战区环境的各种信息，以利于航迹搜索。
- 当战区环境中的某些要素发生变化时能够实时地进行更新，以满足实时应用的

要求。

- 能够根据航迹的不同动态地反映威胁代价的变化。例如，若飞行器先经过预警雷达的探测区域，然后飞经高炮阵地，则高炮阵地的威胁概率将更大。
- 可以满足航迹的各种约束条件，包括最大距离约束、最小航迹段长度、最大拐弯角、最大爬升/俯冲角、最低飞行高度等。

为此，我们设计一种新的规划空间表示方法，采用不同的数据结构表示不同的环境信息。对于地形高程数据，由于原始的数字地形高程数据一般都以栅格形式存储，而且对于同一战区来说，其地形高程数据一般不发生变化，因此我们直接采用二维栅格结构表示；对于规划环境中的其他要素，如威胁、障碍、天气等，由于它们经常发生变化，因此将它们记录在一个环境要素查找（environment attributes look-up, EALU）表中，一旦它们发生变化，便于及时更新。EALU 表中的威胁信息应包括威胁的位置、类型、覆盖范围、信息传输能力（例如预警雷达能否将探测到的信息传送到下一个高炮阵地）等内容。

构建搜索图是传统规划算法耗时的两个主要方面之一。利用上面描述的表示方法，通过采用不同的数据结构表示不同的环境要素，避免了传统规划算法构建搜索图的计算量。当战区环境发生变化时可以及时更新规划环境信息，保证满足实时应用的要求。同时，通过利用数字地形高程数据，我们的算法所生成的航迹可以自动进行地形回避并利用地形进行威胁回避。

在进行海上航迹规划时，一般只需海上数据的矢量信息，故采用电子海图。电子海图不仅可以提供航迹规划所需的航迹规划数据，而且还可以和规划出的航迹一起显示在计算机上供操作员决策；利用电子海图还可以显示战场上的敌我态势，供艇长分析决策。

电子海图及其显示与信息系统被认为是继雷达/ARPA 之后在船舶导航方面又一项伟大的技术革命。从最初纸海图的简单电子复制品到过渡性的电子海图系统，电子海图及其显示系统正在发展成为一种新型的船舶导航系统和辅助决策系统，它不仅能显示常规海图信息和连续给出船位，还能提供和综合与航海有关的各种信息，有效地防范各种险情。

电子海图以 S—57 作为数据存储标准，以 S—52 作为数据显示标准。S—57 将真实世界定义为特征物标和空间物标，前者描述特征属性，后者描述空间属性。特征物标包括描述特征属性，但不包括任何几何形状（即不包括真实世界物体的形状及位置信息）；而空间物标可以包含位置信息，同时必须包含几何形状。空间物标可以是矢量、栅格或矩阵数据。S—57 标准第三版只包含矢量类型。矢量空间物标采用二维方法，而把三维信息（深度，高度）作为物标的属性。矢量空间物标分类为：点、线、面。S—57 标准中向量物标以链—结点拓扑结构编码：用一组结点和边表示，边必须以连接结点为其起始和终点；点编码成孤立结点或连接结点，线编码成一组边和连接结点，面编码成开始和终止于同一连接结点的边组成的闭合环。

S—52 是一组主要以数字形式定义的规范，由符号库、色彩表、查询表、查询规则组成。它把系统电子航海图的每个目标（组）及属性与 ECDIS 显示器上适当的表示方式联系起来，是一个包括颜色、线形、填充模板、点状符号、一组符号化指令和用于将物标描述转译成符号化指令的检索表的库。电子海图矢量信息经过处理后，可以为巡航导弹航路规划提供所需的战场环境信息。

2. 飞行航迹的表示

三维航迹规划的目的是要获得飞行器在三维空间中的飞行航迹。生成的飞行航迹可表示为三维空间中的一系列航迹节点，相邻航迹节点之间用直线段连接。一条航迹实际上是一组节点序列 $\{S, P_1, \dots, P_{n-1}, G\}$ ，其中 S 为起始点， G 为目标点， P_1, \dots, P_{n-1} 为中间航迹节点。图 7-16 所示是用一系列航迹节点表示的飞行航迹。在进行航迹搜索时，每一航迹节点保存为一个结构体，记录该点的空间位置坐标 x, y, z 的值，航迹代价和航迹上下一个节点的地址等信息。在图 7-16 中，(a) 为航迹在三维地形中的显示，(b) 为航迹的二维投影，实心小圆即为航迹节点，三个圆圈表示威胁覆盖区域。



(a) 航迹三维显示

(b) 航迹二维投影

图 7-16 用一系列航迹节点表示的飞行航迹

将三维航迹表示成一系列航迹节点有如下优点：

- 可以通过调整航迹节点的数目达到任意精度。
- 将原始的规划问题分解为一组统一的规模较小的子问题。在每个子问题中，我们关心的仅仅是一个点的坐标。考察航迹是否满足约束条件变为仅仅考察一个点或一条线段是否满足要求。
- 由于将航迹规划问题局限为一系列航迹节点，从而便于实现大量的并行/分布式计算。

3. 航迹代价函数的选取

军用飞行器航迹规划的目标，就是在满足飞行器物理性能约束和具体飞行任务约束的前提下，生成超低空地形跟踪/地形回避/威胁回避的飞行轨迹，以提高飞行器的生存概率 P_s (probability of survival)。 P_s 的数学表达式如下：

$$P_s = \prod_{i=1}^N [\overline{P_{Di}} + P_{Di} \overline{P_{Ki}}] \overline{P_{Ci}} \quad (7-3-1)$$

其中 P_{Ci} 为飞行器在第 i 段航迹的撞地概率； P_{Di} 为飞行器在第 i 段航迹被敌方雷达探测到的概率； P_{Ki} 为飞行器在第 i 段航迹被敌方雷达探测到后被击毁的概率。这些概率与战区的地形特征、威胁的通视能力、威胁的分布密度等因素存在着复杂的关系。

由于撞地概率、探测概率和击毁概率与飞行器的状态（包括飞行高度、速度、地面跟踪等）之间的关系很难定义。即使找出它们之间的关系公式，该公式也将非常复杂，这势必增加代价函数的计算难度。因此，我们采用如下简化的航迹代价计算公式：

$$C = \sum_{i=1}^n (w_1 l_i^2 + w_2 h_i^2 + w_3 f_{TAi}) \quad (7-3-2)$$

其中： l_i 表示第 i 段航迹的长度，它通过缩短航迹的总长度，减少飞行器在敌方控制区域的飞行时间，一方面降低飞行器的危险系数，另一方面也可节省油耗； h_i 为飞行器的高度，它通过降低飞行器的高度，利用地形的遮挡作用和地面杂波来达到隐蔽的目的，以降低被敌方雷达发现并被地面防御系统摧毁的概率； f_{TAi} 为第 i 段航迹段的威胁指数，用来提醒飞行器不要与已知的地面威胁距离太近，使得飞行器尽量通过威胁较小的区域飞行。飞行器在空间中的点 x 处受第 j 个威胁的影响指数主要与飞行器和威胁间的距离有关，第 j 个威胁对 x 的威胁指数 $f(x)$ 具体计算如下：

$$f_{TAj}(x) = \begin{cases} \beta_j K_j / (R_j)^4 & x \text{ 被威胁 } j \text{ 覆盖} \\ 0 & x \text{ 未被威胁 } j \text{ 覆盖} \end{cases} \quad (7-3-3)$$

其中： K_j 为一参数，它反映第 j 个威胁的强度； β_j 为一乘数因子，当第 j 个威胁没有预警信息时 $\beta_j = 1$ ，否则 $\beta_j > 1$ 。

7.3.2 潜射巡航导弹对海/对陆打击航路规划技术

通过将电子海图提供的岛屿轮廓信息经过处理后，生成航路规划需要的避飞区。依据避飞区、战场环境信息，在导弹机动约束条件下，利用最优航路搜索算法，规划发射点和目标点的最优航路。在对陆打击时除了考虑战场态势、导弹机动约束等条件外，规划出的航路还需要满足导航要求，具有较高的突防概率等。

1. 基于粒子群的航路规划方法^[2,9-19]

1) 粒子群优化算法

在粒子群优化算法中，种群中的每个个体被看作 n 维搜索空间中的一个粒子，并在搜索空间中以一定速度飞行。该飞行速度由个体的飞行经验和群体的飞行经验进行动态调整。因此，每个粒子除了对应于一个位置向量 $\mathbf{X}_i = [x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{in}]$ ，还伴随着一个速度向量 $\mathbf{V}_i = [v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{in}]$ ，每个粒子根据自己的飞行经历和种群中其他粒子的飞行经历来调整自己的飞行，通过跟踪个体最优粒子 $\mathbf{P}_i = [p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{in}]$ 和全局最优粒子 $\mathbf{P}_g = [p_{g1}, p_{g2}, \dots, p_{gn}]$ 来控制粒子的运动。粒子的速度和位置更新模型为

$$v_{ij}^{(k+1)} = v_{ij}^{(k)} + c_1 r_{1i}^{(k)} (p_{ij}^{(k)} - x_{ij}^{(k)}) + c_2 r_{2i}^{(k)} (p_{gj}^{(k)} - x_{ij}^{(k)}) \quad (7-3-4)$$

$$x_{ij}^{(k+1)} = x_{ij}^{(k)} + v_{ij}^{(k+1)}, (i=1, 2, \dots, m; j=1, 2, \dots, n) \quad (7-3-5)$$

其中 c_1 和 c_2 分别为认知项系数和社会项系数，也称为学习因子和加速因子。 r_1 和 r_2 为 $[0,1]$ 之间服从均匀分布的随机数，二维情形下粒子速度更新情形如图 7-17 所示。

个体最优粒子 \mathbf{P}_i 也称个体极值 \mathbf{p}_{best} (personal best)，是粒子目前为止搜索到的最优位置；全局最优粒子 \mathbf{P}_g 也称全局极值 \mathbf{g}_{best} (global best)，是整个种群目前为止搜索到的最优位置。所谓最优，是指根据事先设定的适应度函数（通常与待解决的问题相关）来评价和衡量粒子位置的优劣。学习因子对算法的影响不是太大，但是如果适当调整两个学习因子的值，则可以增强算法的搜索能力以及加快算法的收敛速度，几乎在所有的应用中，两个学习因子的值均固定为 2。

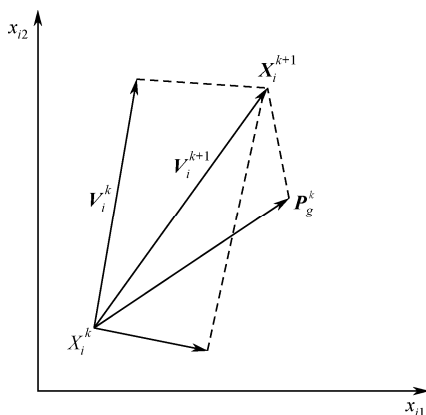


图 7-17 粒子速度更新示意图

粒子群算法作为一种模拟鸟类群体行为的智能优化算法，由于其原理简单、易于实现，自提出以来就一直受到国内外学者的高度关注，现在已经成为进化计算的一个重要分支。

2) 改进的粒子群优化算法

对粒子群优化算法的改进大致可以分成以下几类：

(1) 惯性权重。

原始的粒子群优化算法中并没有惯性权重，Shi 和 Eberhart 引入静态的惯性权重，并指出当惯性权重为 $[0.9, 1.2]$ 范围内的常数时，算法性能较好，能在合理的迭代次数内找到全局最优解^[3, 4]。随后 Shi 和 Eberhart 又引入线性递减的惯性权重 (LDIW)，粒子速度的更新方程为

$$v_{ij}^{(k+1)} = wv_{ij}^{(k)} + c_1r_{1i}^{(k)}(p_{ij}^{(k)} - x_{ij}^{(k)}) + c_2r_{2i}^{(k)}(p_{gi}^{(k)} - x_{ij}^{(k)}) \quad (7-3-6)$$

其中 w 为惯性系数。Shi 和 Eberhart 指出时变（随着时间或迭代次数递减）的惯性权重能极大提高算法性能。标准粒子群优化算法中惯性权重的变化类似于模拟退火温度的变化。惯性权重的数学表达式为

$$w(k) = w_{\max} - (w_{\max} - w_{\min})k / \text{iter}_{\max} \quad (7-3-7)$$

其中 w_{\max}, w_{\min} 分别为初始权重和最终权重， iter_{\max} 为最大迭代次数， k 表示 k 次迭代。

(2) 收敛因子。

与 Shi 和 Eberhart 提出的带惯性权重的粒子群优化算法相对应，Clerc 和 Kennedy 率先提出了带收敛因子的粒子群优化算法^[6, 7]。在带收敛因子的粒子群算法中，粒子的速度更新方程为

$$v_{ij}^{(k+1)} = \chi[v_{ij}^{(k)} + l_1r_{1i}^{(k)}(p_{ij}^{(k)} - x_{ij}^{(k)}) + l_2r_{2i}^{(k)}(p_{gi}^{(k)} - x_{ij}^{(k)})] \quad (7-3-8)$$

$$\chi = \frac{2}{2 - l - \sqrt{l^2 - 4l}}, \quad l = l_1 + l_2 > 4.0$$

(3) 种群拓扑结构。

粒子群优化算法包括全局版本和局部版本两种类型。Eberhart 和 Kennedy 首次提出全局粒子群算法和局部粒子群算法的概念^[42]。上述描述的即为全局版本的粒子群算法，式 (7-3-9) 描述的则为局部版本的粒子群算法。在全局版本中，每个粒子跟踪个体极值 p_{best} 和全局极值 g_{best} ，而在局部版本中，每个粒子除了跟踪个体极值 p_{best} ，不再跟踪全局极值 g_{best} ，

而是跟踪其邻域拓扑中的局部极值 l_{best} .

$$v_{ij}^{(k+1)} = wv_{ij}^{(k)} + c_1r_{1i}^{(k)}(p_{ij}^{(k)} - x_{ij}^{(k)}) + c_2r_{2i}^{(k)}(p_{gj}^{(k)} - x_{ij}^{(k)}) \quad (7-3-9)$$

其中 $P_i = [p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{im}]$ 为局部极值 l_{best} 。

(4) 与其他算法混合。

由于原始的粒子群算法容易早熟收敛从而陷入局部最优。为了缓解这种早熟收敛现象,许多学者尝试将粒子群优化算法与其他优化算法相结合或者借鉴其他优化方法的思想,以增强粒子群优化算法的寻优能力或加快其收敛速度。

3) 用粒子群优化算法进行航路规划

将粒子群优化算法应用于巡航导弹的航路规划时,通过把导弹必须满足的约束条件集成了代价函数中,然后利用算法的优化功能,使航迹代价趋向最小,驱使算法找到满足约束条件的最优航迹。

(1) 航迹编码。

一个粒子表示解空间中的一个可能解,即搜索空间中的一条备选航迹,或称之为种群中的一个个体。粒子中的相应分量代表航迹的节点。航迹的编码其实质是在种群中的每个粒子与搜索空间中的备选航迹之间建立一一映射关系。每个粒子表示唯一的一条航迹,每条航迹也对应唯一的一个粒子。

种群可以表示为一个矩阵 $X = [X_1, X_2, \dots, X_m]^T$, 其中 m 为种群的大小, X_i 为种群中的第 i 个个体 ($i=1, \dots, m$)。由于每条航迹有相同的起始点和目标点,所以起始点和目标点不参与粒子的编码。设每条航迹除起始点和目标点外由 n 个航迹节点组成,节点个数由发射点和目标点之间距离除以最短转弯距离得到,为了记录每个航迹节点的空间位置 (x, y) , 采用以下的定长实数编码粒子结构:

$$X_i = [x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{in}, y_{i1}, y_{i2}, \dots, y_{in}] \quad (7-3-10)$$

上述节点分别记录了 n 个航迹节点在平面内的横坐标 x 和纵坐标 y 。

(2) 解空间与初始化。

与经典的函数优化问题类似,在明确了优化的参数以后,就是确定每个参数的范围,即定义解空间。在本节的问题中, $x_{ij} (i=1, 2, \dots, m; j=1, 2, \dots, n)$ 即为需要优化的参数,为此分别给出它们的范围:

$$\begin{cases} 0 \leq x_{ij} \leq x_{\max} \\ 0 \leq y_{ij} \leq y_{\max} \end{cases} \quad (7-3-11)$$

其中 x_{\max}, y_{\max} 分别为导弹的最大航程在水平方向和垂直方向上的投影距离。这里采用随机初始化方法,即每个粒子被初始化为解空间中的一个随机位置;还需要给每个粒子初始化一个随机速度。种群大小需要用户确定的参数。从理论上讲,种群规模越大,算法对解空间的搜索将更充分、更细致,但是代价是带来更多的计算量,因为目标函数的评价次数会相应增加。Shi 和 Eberhart 指出粒子群算法对种群大小不敏感。航路个体结构如图 7-18 所示。

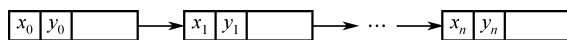


图 7-18 航路个体结构

(3) 航迹代价模型。

在将优化算法运用于实际物理问题时,设置合理的代价函数是至关重要的。代价函数

算法与实际物理问题紧密联系在一起。因此,对于巡航导弹航路规划这一特殊应用背景,其核心就是建立尽可能精确的代价函数模型,一旦代价函数模型建立,代价函数就成为航迹优劣或个体好坏的唯一评价标准。航迹代价越小则表明航迹越优,反之表明航迹越差。

代价函数通常至少包含航路长度代价和障碍/威胁代价。我们一方面希望最小化航迹长度,另一方面又希望最大化避开威胁。然而这两个方面似乎相互矛盾,最小化航迹长度将导致威胁代价增加,甚至可能穿越威胁区。同样,最大化避开威胁将得到一个相对长的航迹长度,常用的方法是设置一个加权系数来权衡最小化航迹长度与最大化威胁回避。为此,除了考虑航迹长度代价与威胁代价,还应把约束条件(如水平拐弯角、攻击方向)集成到代价函数中,即在代价函数中考虑水平转弯角和攻击角度代价。

综合考虑这些代价,对给定航迹 X_i , 其总代价可表示为这些代价的加权和,即

$$J(X_i) = \sum_{k=1}^4 w_k J_k(X_i) \quad (7-3-12)$$

其中 $J_1 \sim J_4$ 分别为航迹的长度代价、威胁代价、转弯代价、攻击角度代价。

(4) 算法步骤。

- ① 选择合理的种群大小,最大迭代次数等算法参数;
- ② 读入战场环境信息和①中选定的各个参数;
- ③ 随机初始化种群,得到一系列初始航迹;
- ④ 利用代价函数评价每条航迹;
- ⑤ 根据式(7-3-4)和式(7-3-5)更新个体极值和全局极值;
- ⑥ 重复④~⑤,直到最大迭代次数满足条件;
- ⑦ 输出全局极值作为生成的最优航迹。

2. 基于稀疏 A*搜索的三维航迹规划方法^[13-24]

稀疏 A*搜索(SAS)算法是标准启发式搜索算法 A*的一种改进形式。A*算法在路径规划和图搜索等领域中应用非常广泛。在利用传统 A*算法进行航迹搜索时,通常将规划环境表示为网格的形式,通过预先确定的代价函数寻找最小代价航迹。

对当前位置的每一个可能到达的网格单元计算代价,然后选择最低代价的网格单元加入搜索空间来探索。加入搜索空间的这一新网格单元又被用来产生更多的可能路径。A*算法采用的代价函数为

$$f(x) = g(x) + u(x) \quad (7-3-13)$$

其中 $g(x)$ 为从起始位置到当前节点 x 的真实代价; $u(x)$ 为启发式函数,表示从当前节点 x 到目标位置代价的估值[在大多数文献中启发式函数记为 $h(x)$,这里为了与航迹高度相区别,记为 $u(x)$]。在 A*扩展的每一步都将选择具有最小 $f(x)$ 值的节点插入到可能路径的链表中。已经证明,只要启发式函数 $u(x)$ 满足可接纳性条件[即 $u(x)$ 小于或等于从 x 到目标的真实代价],并且搜索图中存在可行解, A*算法就一定能找到其中的最优解。

三维航迹规划搜索算法的具体步骤如下:

- ① 将起始节点插入 OPEN 表中,将 CLOSED 表置空。
- ② 如果 OPEN 表为空,算法以搜索失败结束。调整算法参数(增大 M 、 N 的值),然后重新运行规划算法。

③ 从 OPEN 表中移出代价最小的元素作为当前节点，将它放入 CLOSED 表中。

④ 如果当前节点与目标点之间的距离小于 L ，则将目标点节点的父节点指针指向当前节点，航迹搜索过程结束。从目标点开始向上回溯直到起始位置，得到从起始到目标的最小代价路径。

⑤ 扩展当前节点：

构造当前节点待扩展区。待扩展区域水平剖面大小为最大拐弯角的两倍，并以进入当前节点航线在水平面上投影的方向为对称轴。垂直剖面大小为最大爬升/下滑角的两倍，关于水平方向对称。待扩展区半径长度为最小航迹段长度。

分割待扩展区。在垂直剖面内取 M 个方向，得到 M 个两倍最大拐弯角大小的扇面。然后把每一扇面分为 N 个扇区，这样共得到 $M \times N$ 个小扇区。 M 、 N 的值越大，找到满足要求的航迹的概率就越大，但同时内存要求和收敛时间也相应增加。对大多数应用来说， M 取 3~5 就足够了， N 也可以取 3~5。对于起始位置待扩展区会大一些， M 和 N 的值可以取得大一些。

对待扩展区域中的每一个小扇区，根据代价函数计算每一个与当前节点距离为 L 的节点的航迹的代价。选出每一小扇区中的最小代价（基于 $f(x)$ ）的节点。

对前面计算得到的每一最小代价节点，判断是否满足最大距离约束和飞行高度约束[即 $\max\{D(x)+SL(x)\} \leq d$ ，矢量上每一点离地高度 $H \geq \min H$]。如果满足，则将其父节点指针指向当前节点，并将它按代价的大小插入到 OPEN 表中，否则舍弃。

⑥ 返回第③步。

3. 基于相位角编码量子粒子群优化算法 θ -QPSO 的航路规划^[25-35]

从标准测试函数的实验结果来看，与 GA 算法、DE 算法、PSO 算法、 θ -PSO 算法和 QPSO 算法相比， θ -QPSO 算法具有更好的性能。 θ -QPSO 算法的高效性和优越性主要体现在以下三个方面：算法的搜索能力、算法的稳定性以及算法的收敛速度。与标准测试函数实验相比，航迹规划问题则复杂得多。将 θ -QPSO 算法应用于航迹规划时，需要解决的关键问题包括航迹的表示方式和航迹代价模型的建立。

(1) 航迹表示。

相位角编码的种群可以表示为一个矩阵 $\Theta = [\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_m]^T$ ，其中 m 为种群的大小， Θ_i 为种群中的第 i 个个体 ($i=1, 2, \dots, m$)。由于每条航迹有相同的起始点和目标点，所以起始点与目标点不参与粒子的编码。设每条航迹除起始点和目标点外由 n 个航迹节点组成，从而每条航迹总的航迹节点的个数为 $n+2$ 。为了记录每个航迹节点的空间位置坐标，每个粒子的维数应该为 $3n$ 。因此，每条航迹可以表示为一个定长 ($3n$ 维) 的相位角向量：

$$\Theta_i = [\theta_{i1}, \dots, \theta_{in} | \theta_{i,n+1}, \dots, \theta_{i,2n} | \theta_{i,2n+1}, \dots, \theta_{i,3n}] \quad (7-3-14)$$

通过对相位角向量取映射 f ，就可以得到相位角向量在搜索空间中对应的位置向量：

$$X_i = f(\Theta_i) = [x_{i1}, \dots, x_{in} | x_{i,n+1}, \dots, x_{i,2n} | x_{i,2n+1}, \dots, x_{i,3n}] \quad (7-3-15)$$

其中 $x_{ij} = f(\theta_{ij})$ 是第 i 个粒子的位置向量的第 j 维分量 ($i=1, \dots, m; j=1, \dots, 3n$)。

为了确保相位角向量能够在映射到搜索空间时不超越解空间的边界，在所定义的映射 f_2 进行变形的基础上，将映射 f 定义为

$$f(\theta_{ij}) = \begin{cases} \frac{1}{2}[\sin(\theta_{ij}) + 1]x_{\max}, j = 1, \dots, n \\ \frac{1}{2}[\sin(\theta_{ij}) + 1]y_{\max}, j = n + 1, \dots, 2n \\ \frac{1}{2}[(z_{\max} + H - z_{\min} - h)\sin(\theta) + z_{\max} + H + z_{\min} + h] \\ j = 2n + 1, \dots, 3n \end{cases} \quad (7-3-16)$$

其中 x_{\max} 和 y_{\max} 分别为航迹节点横坐标和纵坐标的上确界； z_{\min} 和 z_{\max} 分别为无人飞行器允许的最低和最高安全相对飞行高度； h 和 H 分别为所使用的地形的最小和最大高程值。式中位置向量 \mathbf{X}_i 的前三分之一维、中间三分之一维和后三分之一维分别表示第 i 条航迹上的 n 个航迹节点的横坐标、纵坐标和对应的飞行高度。设 \mathbf{W}_{ij} 表示第 i 条航迹上第 j 个航迹节点的空间坐标，则它可以表示为

$$\mathbf{W}_{ij} = (x_{ij}, x_{i,j+n}, x_{i,j+2n}), j = 1, 2, \dots, n \quad (7-3-17)$$

航迹 \mathbf{X}_i 也可以表示为

$$\mathbf{X}_i = \{\mathbf{W}_{i1}, \mathbf{W}_{i2}, \dots, \mathbf{W}_{in}\}, i = 1, 2, \dots, m \quad (7-3-18)$$

(2) 航迹代价模型。

对给定航迹 \mathbf{X}_i ，其代价 $J(\mathbf{X}_i)$ 由航迹长度代价 $J_1(\mathbf{X}_i)$ 、威胁代价 $J_2(\mathbf{X}_i)$ 、水平方向拐弯代价 $J_3(\mathbf{X}_i)$ 、垂直方向爬升/下滑代价 $J_4(\mathbf{X}_i)$ 和高度代价 $J_5(\mathbf{X}_i)$ 五部分组成，即

$$J(\mathbf{X}_i) = \sum_{k=1}^5 w_k J_k(\mathbf{X}_i) \quad (7-3-19)$$

其中系数 $w_k (k=1, 2, \dots, 5)$ 为 $J_k(\mathbf{X}_i)$ 在总代价中的权重值。下面分别介绍各项代价的计算方法。

航迹长度代价定义为从发射点到目标点的各个航迹段的长度总和。如式 (7-3-18) 所示，航迹 \mathbf{X}_i 可以表示为 $\{(x_{i1}, x_{i,n+1}, x_{i,2n+1}), (x_{i2}, x_{i,n+2}, x_{i,2n+2}), \dots, (x_{in}, x_{i,2n}, x_{i,3n})\}$ 或 $\{\mathbf{W}_{i1}, \mathbf{W}_{i2}, \dots, \mathbf{W}_{in}\}$ 。注意到起始点和目标点没有参与航迹的编码，因此，在计算航迹长度代价时，需要考虑起始点到第一个航迹节点以及最后一个航迹节点到目标点这两个航迹段的航迹长度。

$$J_1(\mathbf{X}_i) = \sum_{j=0}^n \|\overrightarrow{\mathbf{W}_{ij} \mathbf{W}_{i,j+1}}\| \quad (7-3-20)$$

其中 \mathbf{W}_{i0} 和 $\mathbf{W}_{i,n+1}$ 分别表示发射点和目标点。注意到所有的粒子（备选航迹）均有相同的发射点和目标点。换言之，对所有的 $i = 1, 2, \dots, m$ ， \mathbf{W}_{i0} 和 $\mathbf{W}_{i,n+1}$ 保持不变，即 \mathbf{W}_{i0} 和 $\mathbf{W}_{i,n+1}$ 与下标 i 无关。记号 $\|\cdot\|$ 表示一个向量的欧氏距离（下同）。

通常，设 (T_1, T_2, \dots, T_k) 为由 K 个威胁组成的威胁集，每个威胁 T_k 用中心在 C_k 半径为 R_k 的圆来表示。威胁的中心 C_k 确定了威胁源的位置，半径 R_k 则表明该威胁源的覆盖范围。因此，威胁源 T_k 由 (C_k, R_k) 唯一确定。对给定的航迹段 $\mathbf{W}_{ij} \mathbf{W}_{i,j+1}$ ，图 7-19 (a) 显示了传统的方法如何计算威胁源 (C_k, R_k) 对航迹段 $\mathbf{W}_{ij} \mathbf{W}_{i,j+1}$ 的威胁代价。在传统的方法中，首先得到航迹段 $\mathbf{W}_{ij} \mathbf{W}_{i,j+1}$ 在平面 xOy 内投影 $\mathbf{W}'_{ij} \mathbf{W}'_{i,j+1}$ ，然后在投影 $\mathbf{W}'_{ij} \mathbf{W}'_{i,j+1}$ 上进行采样，分别计算威胁源 T_k 对每个采样点的威胁代价，不管采样点是在威胁 T_k 的内部还是外部。这种方法看似简

单、易操作，实则带来一个棘手的问题：一方面，如果采样率过高则计算威胁代价将消耗大量的时间；另一方面，如果采样率过低，威胁代价又不够精确，从而不能表示真实的威胁代价。

考虑到采样精度和计算效率之间存在矛盾，下面基于航迹段与威胁源的位置关系提出了一种新的威胁代价计算方法，如图 7-19 (b) 所示。其中，航迹段被分成两类：穿越威胁源（即航迹段与威胁源相交）与不穿越威胁源（即航迹段与威胁源不相交，包括相切和相离两种情形）。如果一个航迹段根本不穿越给定的威胁源（即航迹段与威胁源相切和相离时），则没有必要去计算其威胁代价。对穿越威胁源的航迹段而言，威胁代价与其包含在威胁源的航迹长度成正比，与该航迹段到威胁源中心的距离成反比。也就是说，包含在威胁源中的航迹段越长，威胁代价越大；离威胁源中心的距离越短，威胁代价越大。威胁代价的具体计算步骤如下：

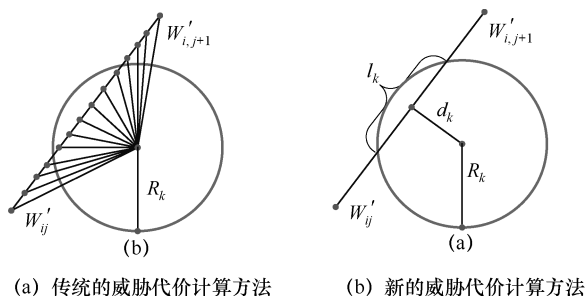


图 7-19 威胁代价

- ① 对每个威胁源 T_k ，计算其中心 C_k 到航迹段 $W_{ij}W'_{i,j+1}$ 投影 $W'_{ij}W'_{i,j+1}$ 的距离，记为 d_k 。
- ② 比较 d_k 和威胁源半径 R_k 的大小：如果 $d_k \geq R_k$ ，则威胁源 T_k 对航迹段 $W_{ij}W'_{i,j+1}$ 的威胁代价 $J_{2,k}(W_{ij}W'_{i,j+1}) = 0$ ；否则，转③。
- ③ 计算航迹段 $W_{ij}W'_{i,j+1}$ 的投影 $W'_{ij}W'_{i,j+1}$ 包含在威胁源 T_k 的距离，记为 l_k 。如果 $d_k \leq 1$ ，则 $J_{2,k}(W_{ij}W'_{i,j+1}) = R_k l_k$ ；否则， $J_{2,k}(W_{ij}W'_{i,j+1}) = R_k l_k / d_k$ 。
- ④ 整个航迹 X_i 的威胁代价可以表示为

$$J_2(X_i) = \sum_{k=1}^K \sum_{j=0}^n s_k J_{2,k}(W_{i,j}W'_{i,j+1}) \quad (7-3-21)$$

其中 K 为威胁集的势， s_k 表示第 k 个威胁的强度。

飞行器受自身的物理性能限制，不能做任意角度的水平方向拐弯和垂直方向爬升/俯冲，而只能在小于或等于给定的最大水平拐弯角和最大垂直爬升/俯冲角范围内机动。以两个相邻的航迹段 $W_{ij}W'_{i,j+1}$ 和 $W'_{i,j+1}W'_{i,j+2}$ 为例，航迹节点 $W'_{i,j+1}$ 处的水平拐弯角定义为 $\angle W'_{ij}W'_{i,j+1}W'_{i,j+2}$ 的补角，即 $\angle \alpha_{ij}$ ，其中 $W'_{ij}, W'_{i,j+1}, W'_{i,j+2}$ 分别为航迹节点 $W_{ij}, W_{i,j+1}, W_{i,j+2}$ 在平面 xOy 内的投影。根据余弦定理，可以得到拐弯角：

$$\alpha_{ij} = \arccos \frac{\overrightarrow{W'_{ij}W'_{i,j+1}} \cdot \overrightarrow{W'_{i,j+1}W'_{i,j+2}}}{\|\overrightarrow{W'_{ij}W'_{i,j+1}}\| \|\overrightarrow{W'_{i,j+1}W'_{i,j+2}}\|} \quad (7-3-22)$$

其中符号“ \cdot ”表示向量的内积运算，从而有

$$\begin{cases} \overrightarrow{W'_{ij}W'_{i,j+1}} \cdot \overrightarrow{W'_{i,j+1}W'_{i,j+2}} = (x_{i,j+1} - x_{ij})(x_{i,j+2} - x_{i,j+1}) \\ \quad + (x_{i,n+j+1} - x_{i,n+j})(x_{i,n+j+2} - x_{i,n+j+1}) \\ \|\overrightarrow{W'_{ij}W'_{i,j+1}}\| = \sqrt{(x_{i,j+1} - x_{ij})^2 + (x_{i,n+j+1} - x_{i,n+j})^2} \\ \|\overrightarrow{W'_{i,j+1}W'_{i,j+2}}\| = \sqrt{(x_{i,j+2} - x_{i,j+1})^2 + (x_{i,n+j+2} - x_{i,n+j+1})^2} \end{cases} \quad (7-3-23)$$

可以求得拐弯角的大小。

对航迹段 $W_{i,j+1}W_{i,j+2}$ 而言, 其爬升/俯冲角定义为航迹段本身与其在水平平面内的投影的夹角, 即图 7-20 中的 $\angle\beta_{i,j+1}$ 。通过求解由航迹段 $W_{i,j+1}W_{i,j+2}$ 和其投影 $W_{i,j+1}W''_{i,j+2}$ 构成的直角三角形 $W_{i,j+1}W_{i,j+2}W''_{i,j+2}$ 可得:

$$\beta_{i,j+1} = \arctan \frac{\|\overrightarrow{W''_{i,j+2}W_{i,j+2}}\|}{\|\overrightarrow{W_{i,j+1}W''_{i,j+2}}\|} = \arctan \frac{x_{i,2n+j+2} - x_{i,2n+j+1}}{\|\overrightarrow{W_{i,j+1}W''_{i,j+2}}\|} \quad (7-3-24)$$

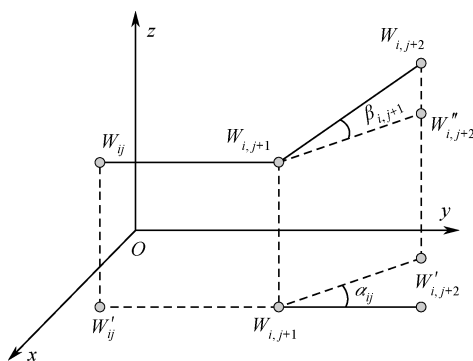


图 7-20 水平拐弯角与垂直爬升/俯冲角

显然, 当航迹节点 $W_{i,j+2}$ 的高度值大于航迹节点 $W_{i,j+1}$ 的高度值时, 即当 $x_{i,2n+j+2} > x_{i,2n+j+1}$ 时, 飞行器向上爬升 ($\beta_{i,j+1} > 0$); 否则, 飞行器向下俯冲 ($\beta_{i,j+1} < 0$)。

拐弯角代价和爬升/俯冲代价通过实际的拐弯角和爬升/俯冲角与允许的最大拐弯角和最大爬升/俯冲角之间的差来度量。当实际拐弯角小于或等于最大拐弯角 α_{\max} 时, 其拐弯角代价为 0。类似地, 当实际爬升/俯冲角的绝对值小于或等于最大爬升/俯冲角 β_{\max} 时, 则其爬升/俯冲角代价也为 0。这样一来, 就可以计算出水平方向拐弯代价和垂直方向爬升/下滑代价:

$$\begin{cases} J_3(X_i) = p_3 \sum_{j=0}^{n-1} d\alpha_{ij} \\ d\alpha_{ij} = \begin{cases} \alpha_{ij} - \alpha_{\max}, & \alpha_{ij} > \alpha_{\max} \\ 0, & \alpha_{ij} \leq \alpha_{\max} \end{cases} \end{cases} \quad (7-3-25)$$

$$\begin{cases} J_4(X_i) = p_4 \sum_{j=0}^n d\beta_{ij} \\ d\beta_{ij} = \begin{cases} |\beta_{ij}| - \beta_{\max}, & |\beta_{ij}| > \beta_{\max} \\ 0, & |\beta_{ij}| \leq \beta_{\max} \end{cases} \end{cases} \quad (7-3-26)$$

其中: α_{i0} 和 $\alpha_{i,n-1}$ 分别为航迹节点 $\{W_{i0}, W_{i1}, W_{i2}\}$ 和 $\{W_{i,n-1}, W_{i,n}, W_{i,n+1}\}$ 形成的拐弯角; β_{i0} 和 $\beta_{i,n}$

分别和航迹节点 $\{W_{i0}, W_{i1}\}$ 和 $\{W_{i,n}, W_{i,n+1}\}$ 形成的爬升/俯冲角; p_3 和 p_4 为罚因子, 它们是两个正的常数。

在飞行器的低空突防过程中, 除了需要进行威胁回避外, 还需要进行地形跟随。这主要是为了利用地形的遮蔽作用以及地形杂波躲避敌方雷达的干扰。在地形跟随过程中, 飞行器和地面之间必须保证最小安全间隙 z_{\min} 以避免飞行器与地面相撞而坠毁。与此同时, 为了减少被敌方雷达探测到的概率, 飞行器的离地高度不能超过最大安全相对飞行高度 z_{\max} 。设航迹节点 W_{ij} 处的地形高程值为 T_{ij} , 则飞行器在该航迹节点处的相对飞行高度 h_{ij} 定义为飞行器的绝对高度 $x_{i,2n+j}$ 与地形高程 T_{ij} 的差, 即 $h_{ij} = x_{i,2n+j} - T_{ij}$ 。如图 7-21 所示, 高度代价可以按如下公式计算:

$$J_5(X_i) = p_5 \sum_{j=0}^{n+1} dh_{ij} \quad (7-3-27)$$

$$dh_{ij} = \begin{cases} h_{ij} - z_{\max}, & h_{ij} > z_{\max} \\ 0, & z_{\max} \leq h_{ij} \leq z_{\max} \\ z_{\min} - h_{ij}, & 0 < h_{ij} < z_{\min} \\ \infty, & h_{ij} \leq 0 \end{cases}$$

其中 p_5 为正的罚因子, 符号 ∞ 表示无穷大。注意, $h_{ij} \leq 0$ 表示飞行器已经与地面相撞。

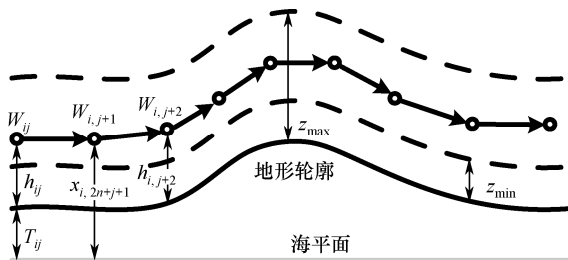


图 7-21 高度代价

(3) 算法步骤。

基于 θ -QPSO 算法进行无人飞行器航迹规划, 其具体实现步骤如下:

- ① 选择合适的算法参数, 如种群规模、粒子维数以及最大迭代次数等;
- ② 读入战场环境信息和①中选定的各个参数;
- ③ 对每个粒子在区间 $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ 内随机初始化其相位角, 以得到初始种群;
- ④ 根据式 (7-3-16) 中定义的映射 f 来计算每个相位角向量在解空间中对应的位置向量;
- ⑤ 根据式 (7-3-19) ~ 式 (7-3-27) 中所定义的代价函数计算每条航迹的代价;
- ⑥ 根据式 (7-3-28) 和式 (7-3-29) 计算 A_i 和 A_g , 它们分别为第 i 个粒子个体极值的相位角向量和整个种群全局极值的相位角向量;

$$A_i^{k+1} = \arg \min_{1 \leq j \leq k+1} F[f(\Theta_i^j)] = \begin{cases} A_i^k, & \text{若 } F[f(A_i^k)] \leq F[f(\Theta_i^{k+1})] \\ \Theta_i^{k+1}, & \text{若 } F[f(A_i^k)] > F[f(\Theta_i^{k+1})] \end{cases} \quad (7-3-28)$$

$$A_g^{k+1} = \arg \min_{1 \leq i \leq m} F[f(A_i^{k+1})] = \begin{cases} A_g^k, & \text{若 } F[f(A_g^k)] \leq F[f(A_i^{k+1})] \\ A_i^{k+1}, & \text{若 } F[f(A_g^k)] > F[f(A_i^{k+1})] \end{cases} \quad (7-3-29)$$

⑦ 根据式 (7-3-30) 计算 $\Gamma_i = [\gamma_{i1}, \gamma_{i1}, \dots, \gamma_{id}]$ 和 $\Psi = [\psi_1, \psi_2, \dots, \psi_d]$, Γ_i 和 Ψ 分别为第 i 个粒子的局部吸引子对应的相位角向量和整个种群平均极值对应的相位角向量;

$$\begin{cases} \gamma_{ij}^k = \mu \lambda_{ij}^k + (1 - \mu) \lambda_{gi}^k \\ \psi_j^k = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \lambda_{ij}^k \\ \theta_{ij}^{k+1} = \gamma_{ij}^k \pm b |\psi_j^k - \theta_{ij}^k| \ln\left(\frac{1}{u}\right) \\ x_{ij}^k = f(\theta_{ij}^k), (i=1, 2, \dots, m; j=1, 2, \dots, d) \end{cases} \quad (7-3-30)$$

⑧ 根据式 (7-3-30) 对种群中每个粒子的相位角向量进行更新, 并将其限制在区间 $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ 内;

⑨ 重复④至⑧, 直到最大迭代次数满足条件;

⑩ 迭代终止时输出 $f(A_g)$ 作为生成的最优航迹。

7.3.3 仿真结果及分析^[36-40]

导弹性能指标: 导弹最大转弯角度为 90° , 最优转弯半径为 10 km, 自导直飞距离为 10 km。本艇位置和目标位置可以在演示界面设定, 如图 7-22 所示。其中, 左上角为本艇位置, 右下角为目标位置, 梯形区域为目标散布区域。在考虑导弹机动约束条件下, 优化导航点位置, 使航路避开岛屿和敌方威胁区, 按固定攻击方向攻击目标。

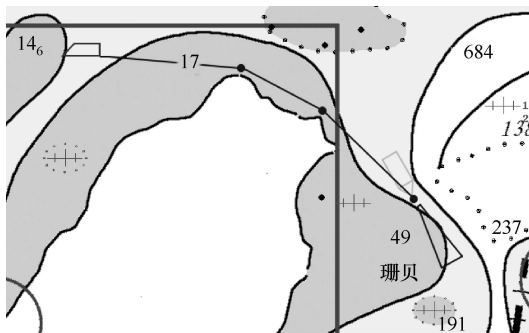


图 7-22 潜射巡航导弹航路规划结果

在图 7-22 中, 通过优化航路点位置, 使巡航导弹能够规避岛屿, 按固定方向攻击目标, 提高目标捕获概率, 同时还可以减少潜艇攻击时的占位机动。

在利用潜射巡航导弹远程对陆打击时, 所用地图数据和景象匹配区、地形匹配区如图 7-23 所示, 其中右下角点表示发射点, 三角形表示目标点, 三角形所处的白色正方形为景象匹配区。如图所示, 导弹从右下角点所在位置的发射平台发射导弹攻击目标, 在飞行过程中需要地形匹配点辅助导航。

针对图 7-23 所示任务，这里分别利用 SAS 算法和遗传算法进行中段航路规划，其结果如图 7-24 至图 7-26 所示。从规划结果来看，SAS 算法规划出的航路要优于遗传算法；但从规划时间来看，对于当前任务 SAS 算法规划出航路需要 20 min，遗传算法只要 4 min 左右，效率要远远优于 SAS 算法。在图 7-24 和图 7-26 中，航路上的蓝色点表示匹配点，满足地形匹配、景象匹配的距离、角度的要求；黄色点表示气压修正点；浅黄色点表示转弯起始点和转弯终止点。其中图 7-25 和图 7-26 是对所规划出的航路的精细显示。

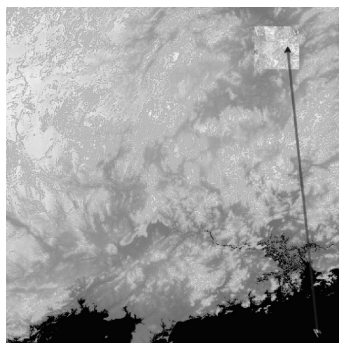


图 7-23 规划环境显示

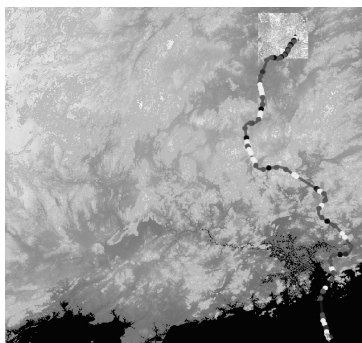
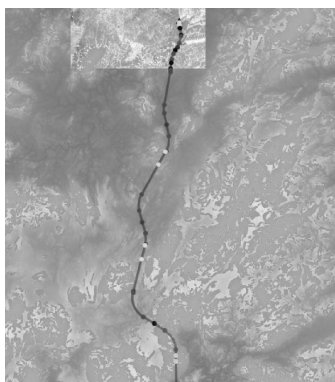
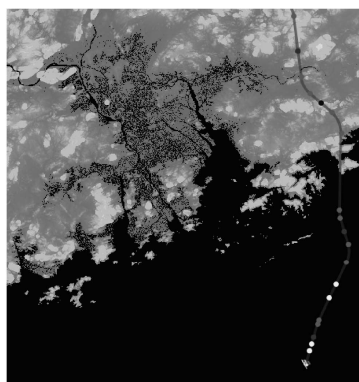


图 7-24 遗传算法航路规划结果

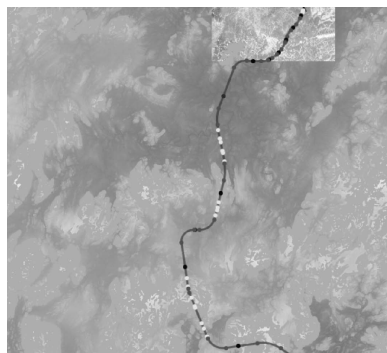


(a) 目标段航路精细显示

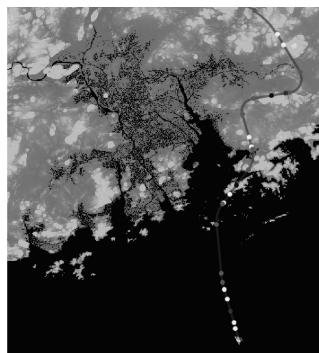


(b) 发射段航路精细显示

图 7-25 SAS 算法航路规划结果精细显示



(a) 目标段航路精细显示



(b) 发射段航路精细显示

图 7-26 遗传算法航路规划结果精细显示

7.4 潜射巡航导弹打击效果评估技术^[41-45]

陆上目标一般抗毁伤能力强，需要多波次攻击才能炸毁目标。这就要求指挥员实时掌握目标毁伤程度，以安排后续攻击计划。打击效果评估技术就是根据目标的毁伤图像，利用图像处理技术、专家系统评估技术，实现对目标毁伤程度的自动评估。本文针对机场、桥梁、指挥所等典型陆上目标开展研究。

7.4.1 针对机场和机库的打击效果自动评估

在一系列现代高技术局部战争中，夺取制空权已成为获得战争主动权的主要手段，正如同在海湾战争和科索沃战争表现的那样，对机场跑道和机库的攻防成为交战双方的重要作战任务。正是由于制空权在军事战争中的重要性，使得用于飞机起飞、降落的机场跑道和用于飞机停放的机库成了重点打击的目标。因此，机场跑道和机库的打击效果评估技术便成为亟待解决的课题。

1. 机场的封锁准则

众所周知，绝大部分飞机起降均需要或大或小的起降长度和宽度。所以，飞机在跑道上一般是沿着跑道的长度方向起飞和降落的。但是，在机场跑道遭到炸弹攻击后，飞行员会在跑道上任意方向找一块满足飞机起飞、降落所需的最小滑跑长度和宽度的完好长方形道面（简称“最小起降带”）来起降。因为机场的宽度一般为 50 m 左右，不适合飞机沿宽度方向起降，所以飞机的起降模式就有如下两种：一种为飞机沿机场长度方向起降，如图 7-27（a）所示；另一种为飞机的滑跑方向与机场跑道长度方向成一夹角来起降，如图 7-27（b）所示。

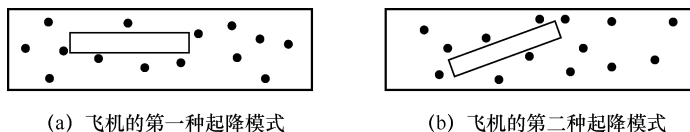


图 7-27 飞机的两种起降模式

因此，对机场跑道的封锁并不意味着要把机场跑道每一处都破坏，而只需用炸弹将机场跑道切割成飞机无法利用的若干小段或小块即可。即使有些区域跑道没有被破坏，但敌机无法利用，也认为该区域被封锁；反之，则未被封锁，还需要实施二次打击。

2. 机库的毁伤效果评估准则

顾名思义，机库就是停放飞机的库，也是平时所说的停机坪。机库一般在辅跑道一侧，通过比较打击前后的机库图像，判断机库上有没有弹坑；如果有，则认为机库被轰炸了。最后根据被轰炸的机库的毁伤面积来对机库的毁伤情况进行综合评估。

3. 机场跑道打击效果评估

打击机场的目的就是封锁机场，而封锁机场的首要手段就是轰炸机场跑道，使敌机无

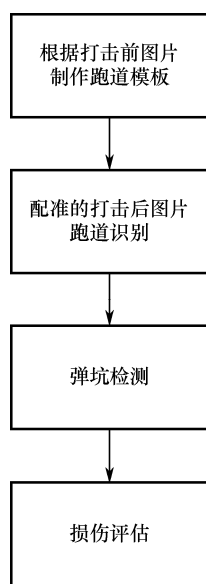


图 7-28 机场跑道打击效果评估流程

要对打击前后的图像进行配准。

图像配准是图像处理应用方面的一个基础问题，用于将不同传感器、不同视角、不同时间或不同拍摄条件下获取的同一场景的两幅或者多幅图像进行对准、叠加（主要是几何意义上的），在很多领域有着广泛的应用。

图像配准的方法很多，各有优劣。基于灰度的图像配准以统计的观点将图像看成二维信号，采用统计相关的方法寻找信号间的相关匹配，利用两个信号的相关函数，评价它们的相似性以确定同名点；但是全局化的特征很难扩展到杂乱的背景或者目标有部分遮挡的情况。基于相关性的模板匹配在目标姿态和光照严格控制的情况下是非常有效的；但是当目标发生旋转、尺度变化、光照变化等情况时，模板匹配法就不可行了。基于特征的图像匹配，图像中很多特征都可以被使用，如线特征、区域特征等，仅仅匹配这些特征并且对于成像过程有部分不变性，这些特征对于某一类目标很有效；但是还不足以稳定和充分地形成可靠的识别。基于角点检测的图像配准的应用也很广泛，例如 Harris 角点，仅匹配以角点为中心的区域，节约了计算时间，所生成的图像描述子在目标方向和位置变化的情况下可以健壮地匹配；但是基于角点的图像配准有一个缺点，即角点仅能在一个尺度上检测。

SIFT 算法中的邻域方向性信息联合的思想，能够增强该算法的抗噪声能力，同时对于含有定位误差的特征匹配也提供了较好的容错性。而且，SIFT 特征是图像的局部特征，对图像旋转、尺度缩放、亮度变化能保持不变性，对视角变化、仿射变换、噪声也能保持一定程度的稳定。因此，基于 SIFT 算法的图像配准具有很好的独特性和丰富的信息量，适用于海量特征数据库的图像匹配。

SIFT 图像特征的许多属性适于对不同图像或场景中的同一目标进行匹配。这些特征对于图像尺度、旋转、亮度和 3D 视点都具有不变性，而且有很高的独特性，能使单独一个特征从很大的特征数据库中被高概率正确地匹配出来，减小了由遮挡、混乱或噪声所造成的错

法升空。因此，打击机场跑道就是将跑道炸出足够数量的具有一定深度和直径的弹坑，使敌方飞机起落架的轮胎难以通过。因此，机场跑道遭受打击后表现为跑道上有了弹坑，而用于跑道识别的特征并没有消失，打击后的图像上跑道仍然可以识别。由于打击前的机场图像是可获得的，因此提出一种新的思路来进行跑道打击效果评估，避免对图像进行跑道提取，其具体流程如图 7-28 所示。

4. 打击前后的机场图像的匹配

为了对打击后的机场进行分析，需要将打击后的机场与打击前的机场进行图像配准，使得打击后的图像与数据库中打击前的机场对准、叠加，以便利用打击前后机场的图像信息进行之后的打击效果评估。

机场打击前后拍摄的图像，由于时间的变化，场景可能发生改变，两次拍摄的视角、亮度以及拍照设备等都有差异，打击后的机场本身也发生了一些变化。因此，需

误概率。因此，在打击效果评估系统中打击前后图像配准采用 SIFT 算法，其流程如图 7-29 所示。

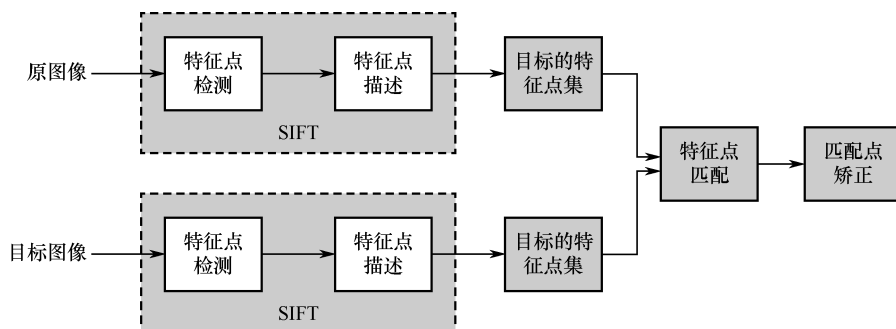


图 7-29 基于 SIFT 算法的图像配准流程

5. 跑道打击效果自动评估

首先利用打击前的图像手工将跑道部分标定并制作出模板，打击前的机场图和提取出的机场跑道模板如图 7-30 和图 7-31 所示。

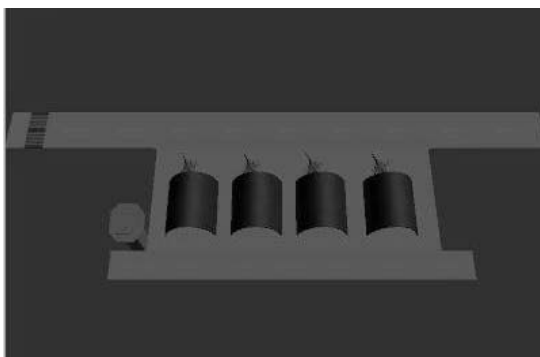


图 7-30 打击前机场图



图 7-31 提取出的机场跑道模板

然后在配准的打击后图片的跑道区域检测弹坑。将打击前和匹配完成的打击后的图片分别进行直方图均衡，然后相减，再去除小面积区域后可以得到被打击区域图，与模板跑道进行相减操作，可以得到带有打击效果区域的打击后跑道图，如图 7-32 所示。



图 7-32 打击后跑道图

在获取了上述真实毁伤跑道后，对跑道毁伤情况进行评估。将敌方飞机的最小起降窗口（长 L ，宽 W ）做成模板，以不同的方向（比如从 $0 \sim 180^\circ$ ，每隔 1° 旋转一下）在真实的毁伤跑道图中滑动，如果发现此图中存在一个比最小起降窗口大或与之相等的区域，则在图中标出该区域；如果搜遍全图都没有检测到一个 $L \times W$ 的白色矩形区域，说明此跑道已经不能再起降飞机，则报告“敌方机场已被封锁！”的消息。当然，我们也可以旋转评估用图，效果是一样的。这里，我们选择旋模板方法的具体过程为：设打击前和匹配完成的打击后图片分别进行直方图均衡然后相减而得到的图中的像素为 $f(i, j)$ ，图片宽和高分别为 M 像素和 N 像素，则根据 $f(i, j)$ 的值可生成 $f'(i, j)$ ，即

$$f'(i, j) = \begin{cases} 0, & f(i, j) = 0 \\ 1, & f(i, j) \neq 0, i \in [0, M-1], j \in [0, N-1] \end{cases} \quad (7-4-1)$$

将模板与上面的式子类似处理变为像素值全 1 的图 $F(i, j)$ 。将图 $F(i, j)$ 旋转不同的角度 θ 后的 $f'(i, j)$ 作为卷积核与图 $f'(i, j)$ 进行卷积操作。卷积运算可以看作加权求和的过程，使用到的图像区域中的每个像素分别与卷积核（权矩阵）的每个元素对应相乘，所有乘积之和作为区域中心像素的新值。

如果卷积后的结果都小于 LW ，则表明评估用图中不存在可供飞机起降的区域，此机场已经被封锁；只要存在一个卷积后的结果为大于等于 LW ，则表明此机场还可以起降飞机，该区域中心像素点为符合要求的最小起降区域的中心。

为了提高评估的精度，每一次旋转的角度间隔设得尽量小，如 0.1° 或 0.01° ；不过，设的角度越小，计算的时间也相应的越长。图 7-32 的评估结果如图 7-33 所示。

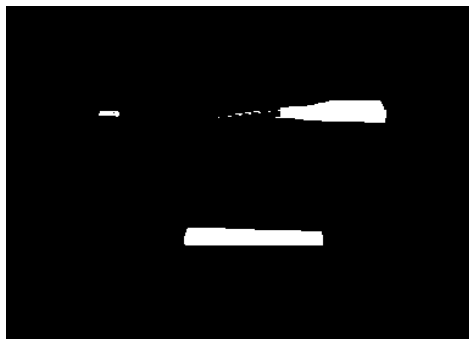


图 7-33 图 7-32 的评估结果

根据打击后的跑道图得到弹坑数目，通过需要打击区域的面积和跑道总面积的比值能得到机场跑道毁伤百分比。

$$P_{\text{跑道}} = \frac{S_{\text{跑道模板}} - S_{\text{可起降}}}{S_{\text{跑道模板}}} \times 100\% \quad (7-4-2)$$

6. 机库打击效果自动评估

机库的打击效果评估和机场跑道打击效果评估相似，其流程如图 7-34 所示。

提取到的机库模板如下：

在配准的打击后图片的机库区域检测弹坑，最后对机库损伤效果进行评估。

将打击前和匹配完成的打击后图片分别进行直方图均衡然后相减，再去除小面积区域后可以得到被打击区域图，与模板机库进行相减操作，可以得到带有打击效果区域的打击后机库图，如图 7-35 所示。

获取图 7-35 的真实毁伤机库图后，对机库毁伤情况进行评估。将剩下的完好的机库面积与模板机库面积相比较，即可得到机库毁伤百分比：

$$P_{\text{机库}} = \left(1 - \frac{S_{\text{机库完好}}}{S_{\text{机库模板}}}\right) \times 100\% \quad (7-4-3)$$

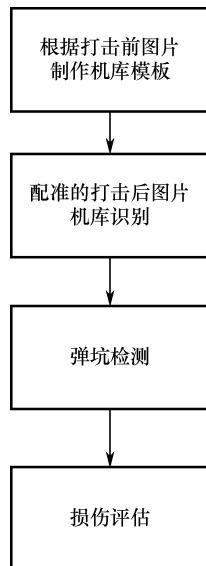


图 7-35 打击后机库图

7.4.2 针对桥梁的打击效果自动评估

桥梁打击效果评估实际上就是对打击前后的传感器图像的理解。由于图像本身存在解释的模糊性，很难直接由传感器获得的图像数据去建立解释的描述，所以需要引入专家知识去消除局部的模糊，去推断在特定条件图像的信息。一般来说，图像理解可以看作一些处理的循环。首先要有一个可存取的存储体，用来存储目标知识以及专家经验等。建立和存储这些知识的过程实际上是一个学习的过程；理解过程可以看作一个“匹配”和“推理”

过程，所观察到的目标，经过处理与存储体内的“目标”相“匹配”，进而与之相关的背景知识被用来进行推断和解释。桥梁目标中包含有丰富的知识，其分割过程和识别过程不能完全分开，因此在对桥梁目标打击效果进行评估时，有两个难点：识别和评估。国内在桥梁识别方面有不少单位在开展的工作，主要是基于红外、SAR 图像等的特征对桥梁进行识别。而在打击的效果评估方面，目前国内还没有单位进行研究。

本节将底层传感器图像处理和高层专家知识处理结合，高层处理根据底层处理的结果产生与检验可供解释的有关假设，基于知识进行推理、证实，以满足桥梁打击效果评估的要求。一方面可以采用各种先进的底层图像处理算法，在底层增进桥梁打击效果评估的准确性；另一方面可以利用专家知识建立知识库，由高层处理做出评估解释。底层和高层之间是中层处理，主要负责对底层处理的抽象和过滤。三层之间影响的方式不一定是自下而上的方式，Matsuyama 等^[46]学者指出需要用自顶向下的过程来重新确认自底向上的分割结果。可以从打击效果出发，采取自顶向下的方式，或采用混合方式。由此可以看出，整个系统智能化程度高，高层专家知识、中层处理、底层传感器图像处理可以相互补充，得到较为准确评估结果。另外，整个评估过程构成一个处理的循环，系统的专家知识可以自学习、自净化、自增长。

桥梁打击效果评估系统原理框图如图 7-36 所示。图中 A 处为输入的二维桥梁图像阵列；B 处为底层图像处理结果；C 处为中层处理结果，它是底层图像处理结果的抽象和过滤；D 处为评估结果。由底层道中层直至高层输出的评估过程称为由底向顶的方式，图中的虚线说明还存在着另一种方式：由顶至底的方式，即根据专家评估的结果同样可以影响底层图像处理和中层处理。

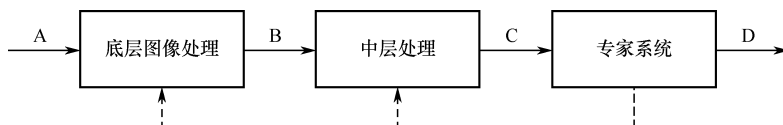


图 7-36 桥梁打击效果评估系统原理框图

主要研究内容为：底层图像、中层处理以及专家系统的建立。

(1) 底层图像和中层处理。

在桥梁打击效果评估系统中，底层图像处理表现为桥梁特征和关键部位的提取，中层处理表现为关键部位信息的数值化。由于桥梁目标中包含了丰富的知识，在此提取的是桥梁的轮廓信息以及桥梁的一些关键部位（如桥面、桥墩）的信息。采用 Canny 算子来进行边缘提取，并且使用模板检测来进行关键特征的提取。Canny 算子提取边缘主要包括 5 部分：图像滤波、计算图像梯度、抑制梯度非最大点、搜索边界的起点、跟踪边界。模板检测关键特征点，对提取出来的轮廓进行模板检测，找出相应的关键部位。

Canny 提出了判决检测算子好坏的准则，这个准则在数学推理上类似于量子力学中的测不准原理。判决准则有信噪比准则、定位精度准则和单边缘响应准则。信噪比准则的数学表达式为

$$SNR = \frac{\left| \int_{-\infty}^{+\infty} G(-x)f(x)dx \right|}{\sqrt{n_0 \int_{-w}^{+w} f^2(x)dx}} \quad (7-4-4)$$

其中, $f(x)$ 边界为 $[-w, +w]$ 的滤波的脉冲响应, $G(x)$ 代表边缘, n_0 是高斯噪声的均方根。信噪比越大, 则边缘提取质量越好。定位精度准则的数学表达式为

$$\text{Localization} = \frac{\left| \int_{-w}^{+w} G'(-x) f'(x) dx \right|}{\sqrt{n_0 \int_{-w}^{+w} f'^2(x) dx}} \quad (7-4-5)$$

其中: $G'(x)$ 和 $f'(x)$ 分别表示 $G(x)$ 和 $f(x)$ 的一阶导数。若满足此准则, 则边缘定位精度就高。单边缘响应准则要求在 f 对噪声的响应中, 两个相邻最大值间的距离为 $x_{\max}(f)$, f' 的零交叉点平均距离为 $x_{zc}(f)$, 两者的关系为

$$x_{\max}(f) = 2x_{zc}(f) = kW \quad (7-4-6)$$

其中: k 为 <1 的系数, 而

$$x_{zc}(f) = \pi \left[\frac{\int_{-\infty}^{+\infty} f'^2(x) dx}{\int_{-\infty}^{+\infty} f''^2(x) dx} \right]^{1/2} \quad (7-4-7)$$

若满足此准则, 就能保证单边缘只有一个响应。根据上述指标提出的 Canny 算子具有良好的边缘强度估计, 包含了边缘梯度方向和强度两个方面的信息。Canny 边缘检测算法实现步骤如下:

- ① 用高斯因子对图像做卷积;
- ② 对图像中的每个像素求局部边缘法线方向;
- ③ 定位边缘位置;
- ④ 计算边缘的大小;
- ⑤ 利用滞后作用 (微分) 对图像边缘取阈, 以消除伪响应;
- ⑥ 重复①~⑤, 增大标准差值;
- ⑦ 使用特征合成的方法, 合成多个尺度最终的边缘信息;
- ⑧ 采用 Canny 算子进行边缘提取。

对关键部位的提取采用的是模板检测。在桥梁轮廓提取的基础上, 采用桥梁关键部位 (如桥面、桥墩等) 的模板, 对桥梁的轮廓进行检测。根据桥梁类别和关键部位类别, 用相关的模板进行检测。关键部位模板存入数据库中, 这样便于模板的管理、扩充以及检测时模板的调度。

中层处理主要负责在底层传感器图像处理, 对关键部位模板检测的效果进行抽象和过滤, 这里采用的是计算关键部位模板的置信度, 即实际检测传感器图像模板与数据库中标准关键部位模板之间的置信度。置信度计算公式为: $s = C/N$, 其中 C 为模板检测中命中像素点的数目, N 为模板中像素点的总数。通过 s 的比值, 我们可以把握桥梁关键部位的损伤程度。

(2) 专家系统。

为了在关键部位信息提取后做出准确的评估，需要引入知识来进行判决。采用 Charlesbois 等人提出的基于实例的策略。这类知识库比那些用网络搜索机制的知识库更容易扩展。从理论上讲，只要往里面加更多的实例，即可实现扩展的目的。事实上，基于实例的知识库还可以从失败中学习；一个失败的评估一经修改，即可成为实例库中的一员。

基于上述策略，建立桥梁打击效果评估的专家知识库系统，其中包括知识库、数据库和推理机等模块。数据库存放桥梁的种类、桥梁关键部位分类、桥梁关键部位模板、桥梁关键部位特征等；知识库存放决策系统的评估规则集；系统通过推理机实现评估规则集的匹配，并可将匹配成功的新的评估样本作为一条新记录存入数据库，同时重新计算评估规则并更新知识库，从而实现了对知识库的维护。

专家系统总体框图如图 7-37 所示。系统在接收输入图像后，通过前置单元得到桥梁传感器图像的轮廓、关键部位等的的数据以及关键部位的置信度。根据桥梁的类型和关键部位置信度的信息，匹配知识库中相应的规则集；若存在匹配规则，则输出最优或次优诊断结果；若无匹配规则，则由人机交互界面录入专家规则。在有匹配规则的情况下，在输出评估结果的同时，将新的桥梁打击样本加入系统数据库，并重新计算规则的权重，更新知识库的规则集；在无匹配规则的情况下，系统经人机接口由专家确定打击效果，同时根据专家的级别将新的桥梁类别、关键部位置信度及诊断结果加入数据库并更新知识库，这样就可以实现数据库中实例的更新和增加。

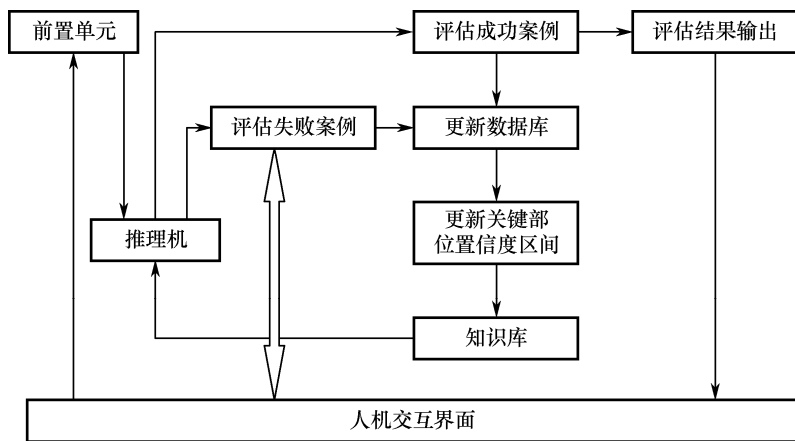


图 7-37 专家系统总体框图

知识库规则的更新采用统计模式识别中的概率判决方法。当特征提取完成后，关键部位的置信度在知识库中有相应的规则来进行评估推理，同一置信度对应一种或多种规则。根据各种规则的概率，系统将给出最优的两种决策。如果专家认可系统的决策，系统将根据专家的级别设置选择权重，更新知识库中的规则概率和数据库；如果专家不认可系统的决策，可以通过人机交互界面输入对应的决策，同时需要更新知识库中的规则概率和数据库。这样，随着系统使用次数的增多，知识库规则将越来越准确，越来越完善。同时，不准确的决策也会逐渐被剔除。

软件系统的结构如图 7-38 所示。从图 7-38 中可以看到，整个软件系统在逻辑上分为 3 个模块：①底层传感器图像处理模块，它用 Canny 提取桥梁轮廓，通过模板检测检测关键部位；②中层处理模块，它负责对第一步产生的关键部位数据和标准模板数据进行对比分析，得出关键部位置信度，为专家系统评估准备数据；③高层专家系统模块，它负责通过匹配知识库产生评估结果，并将结果反馈数据库，对知识库更新。

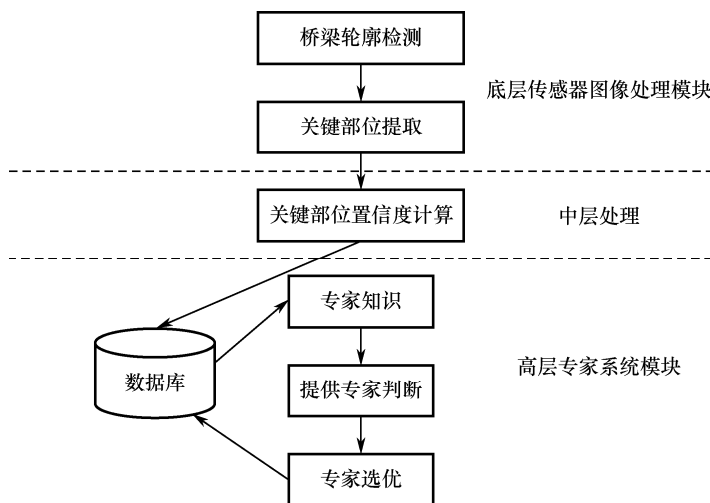


图 7-38 软件系统结构

7.4.3 针对楼房建筑物的打击效果自动评估

精确作战是信息化战争的基本特征和必然要求，精确实施火力打击、精确遂行作战行动，是实现精确作战的核心内容。导弹阵地、高炮阵地、侦察雷达站、电子对抗干扰站以及各种雷达基地等地面楼房建筑物，是作战武器（攻击导弹）打击的主要目标。这些地面楼房建筑物的毁伤效果是作战效能评估的重要依据，是是否进行二次打击的重要判据。此外，毁伤效果对导弹战斗部的设计也有着直接的工程应用价值。地面楼房建筑物目标具有 3 个典型特征：分布面积大；呈现一定立体空间分布；抗打击能力属于中等。为了有效打击这类目标，通常采用杀爆式战斗部，使其在一定高度的空中爆炸。毁伤地面楼房建筑物的主要形式为破片毁伤和冲击波毁伤。以往毁伤效果的确定通常要靠实战或大量的打靶实验提供数据资料，利用图像处理的方法，通过分析统计打击前后建筑的变化得到；但这种试验的样本大、代价非常昂贵，特别是对从未参加过实战的新型装备更难以得到损伤实际数据资料，而且也不可能对所有的弹目交汇条件、作战方式和不同的目标进行全面考核。另外，由于建筑物特有的结构特点，对于战斗部在建筑物内部爆炸的情形，仅仅依赖图像分析很难判断其毁伤效果。目前，在利用数值模拟方法研究杀伤战斗部或侵彻子母弹打击建筑物目标等方面，取得了一些毁伤效能评估的研究成果；但通常对问题进行了简化处理，通过把目标等效为点目标或一定大小和形状的面目标来进行毁伤效果的研究。在复杂毁伤效应打击下，根据楼房建筑的结构、毁伤模式和楼房建筑的功能特征进行研究的少有涉及。因此，在各国已有的研究成果基础上，利用数值模拟方法，根据破片毁伤标准和冲击波毁

伤标准，结合楼房建筑物的结构特点和材料属性以及弹道特点，对典型的建筑物内部爆炸问题进行研究，具有重要的理论和实际意义。

1. 目标毁伤评估准则

业余战争标准是衡量目标毁伤程度的统一标准。美军通常将目标毁伤程度分为四级，从零毁伤、轻度毁伤、中度毁伤到严重毁伤逐渐升级。零毁伤是指未击中目标或未对目标造成伤害；轻度毁伤是指对目标造成较轻微的毁伤，目标功能有一定下降，一般要求平均相对毁伤在 10% 以内，对目标能力削弱 30% 以下；中度毁伤是指目标主要功能明显下降，在一定时间内不能发挥正常功能，一般要求平均相对毁伤在 10%~30% 之间，能力削弱达 50% 左右；严重毁伤是指目标内的关键部位被摧毁并失去修复价值，或基本功能丧失，基本失去使用价值，一般要去对目标平均相对毁伤在 60% 以上，能力削弱在 80% 以上。

建筑物、工事类目标都属于人工建造的由钢筋混凝土、砖石、刚构架或土木等材料建造而成的地上或半地下、地下建筑。研究对建筑物的毁伤，主要是从单幢建筑物的抗毁特性开始，而建筑群的毁伤则是在明确每个建筑物的配置位置以及单个建筑物的价值后，分别考虑每一个建筑物的毁伤情况，然后加权求和。因此，在此主要考虑单幢建筑物。目前，建筑物一般采用钢筋混凝土墙体，厚度约 0.3 m~0.4 m；更新的建筑大都采用钢筋混凝土框架结构，墙体采用轻质围护材料，如加气混凝土、人造板、玻璃等。因此，研究建筑物的抗毁特性，主要是研究墙体、顶盖和梁柱的抗毁特性。通过分析大量的建筑物、工事类目标的毁伤经验数据，归纳建筑物破坏程度和结构受损的对应关系如下：

- 零毁伤：墙上有少许的裂纹，屋顶轻微损坏；
- 轻度毁伤：墙壁出现裂纹，建筑物构架轻微变形，门窗破坏严重，屋顶大部分损坏；
- 中度毁伤：墙壁碎裂，屋顶严重倒塌，构架严重变形，底层立柱开始倒塌；
- 严重毁伤：墙壁严重破坏，地面部分损坏，屋顶严重损坏。

根据上述分析，将目标顶层毁伤因素分为 4 个：①屋顶天花板；②建筑物、工事的面、门窗及外设等；③建筑物、工事的总体结构天花板等；④建筑物、工事的内部结构墙、立柱。

楼房建筑物毁伤评估专家系统，是利用计算机模拟专家的决策机理，对既有建筑物进行综合评估的方法，知识表示技术是专家系统的基本研究内容之一，选择合适的知识表示技术十分重要，它直接影响到所建造的专家系统的性能。系统采用的知识表示策略是使用关系数据库来表示知识。以上的评估准则可以成为评估专家的知识经验。相对于精确的数学语言而言，评估专家一般更愿意用模糊的自然语言进行表述。可以发现，楼房建筑物的毁伤评估首先是对目标的 4 个顶层毁伤因素进行毁伤评估，再根据每一关键部位的毁伤效果综合评估整体毁伤效果。相对于精确的数学语言来说，评估专家一般更愿意用模糊的自然语言进行表述。在以上评估专家给出毁伤等级规则中，像“轻微”、“中度”、“严重”等都是些模糊的语言值，模糊的推理法则（if...then）可以有效地抽取评估专家的经验知识。这种简单的 if-then 结构使评估专家能够非常容易地将它的经验知识用语言表达出来。例如，

一条模糊规则描述为：IF 屋顶天花板中度毁伤 AND 表面门窗等轻微毁伤 AND 内部结构墙轻微毁伤 AND 内部天花板轻微毁伤 THEN 整体轻微毁伤。多条模糊规则构成知识库。为实现精确的毁伤评估，需要尽可能多并精确地抽取评估专家的知识经验。因此首先采用模糊推理法则的形式将规划专家的与评估准则的知识经验表示出来，建立模糊规则知识库，如表 7-3 所示。

表 7-3 模糊规则知识库

毁伤状态	屋顶天花板	表面门窗	内部结构墙	内部结构天花板
0（无）	轻微（无）	无	无（轻微）	无
1（轻微）	中度	轻微（中度）	无（轻微）	无
2（中度）	严重（轻微）	中度（轻微）	轻微（中度）	中度（轻微）
3（严重）	严重	中度（严重）	中度（严重）	严重（中度）

推理是指依据一定的规则从已有事实得出结论的过程。推理机构利用知识，解释输入的数据或事实，推导出用户所需的结论，进而根据要求，说明得出结论的依据。用于进行这种推理控制的模块称为推理机构。由于专家的有关建筑物毁伤评估的准则知识是模糊的、不确定的，因此可以基于云模型的模糊推理方法和每个关键部位的毁伤情况，通过不确定的知识推理来得出最终的建筑物毁伤等级。

2. 目标易损性分析

（1）目标几何建模。

目标的几何建模描述了目标的物理结构，而目标的功能建模则描述了目标的逻辑结构。目标功能结构关系不仅是几何建模的基础，也是计算机数据存储的组织结构。几何建模是打击效果评估分析的基础。事实上，目标的几何建模就是应打击效果评估分析的需求产生的，而打击效果分析发展过程产生的需求也促成了几何建模工作的不断革新。目标的几何建模主要有两种学派：一是将部件看作立方体；另一种是采用平面模型来描述目标，即射线网格法。早期的目标描述就是通过射线网格来完成的，但是这种平面模型只能评估在网格图中部件的毁伤。为克服这些不足，直接导致了目标三维几何建模研究的产生。1967 年，美国应用数学协会（MAGI）提出用组合立体几何技术（CSG）来表示几何信息。美国 BRL 经过大约 40 年时间开发了一套几何建模系统 BRL-CAD，其核心就是 CSG 技术。

建筑物具有一定的几何外形，可以等效为具有一定规则形状的几何体，例如长方体、圆柱、椭球等；也可以用简单的立方体进行布尔组合来对各种形状的目标进行几何建模。

在用导弹射击地面楼房建筑物时，以长方体形建筑物为例，此等效长方体的尺寸为： $V = L \times W \times H$ ，式中： L 为目标的等效长度， W 为目标的等效宽度， H 为目标的等效高度。

研究楼房的结构布置，首先要建立楼房坐标系。如图 7-39 所示，坐标系原点选在建筑物右前方的顶点上； Oz 轴垂直地面向上， Oy 轴正方向向左， Ox 正方向向内， Ox 、 Oy 与 Oz 轴构成右手系，根据楼房本身的内部天花板楼层数，内部立柱、墙等被划分为若干构件，每个构件呈长方体形。图 7-39 所示长方体即为楼房区域以及等效结构示意图。

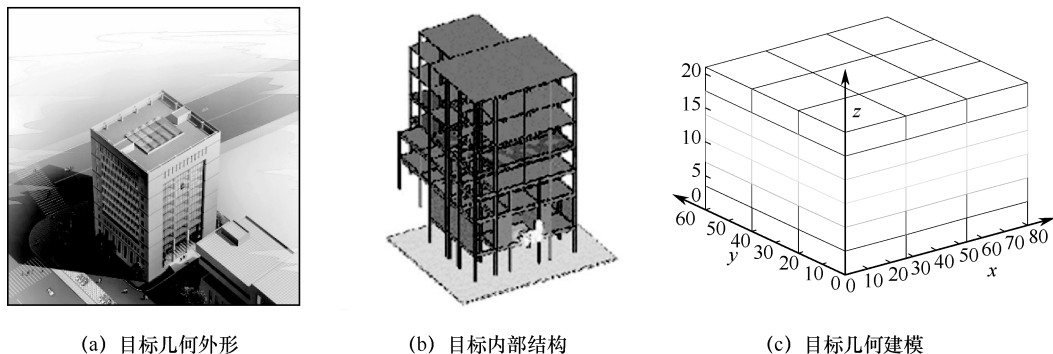


图 7-39 建筑物图

该图所示建筑物具有 1 层长方形屋顶天花板、5 层内部天花板、4 面表面门窗、2 堵与 x 轴垂直的墙和 2 堵与 y 轴垂直的墙。

(2) 目标关联性分析。

通过进行几何建模，可以将目标拆分成许多构件，构件结构之间存在一定关联性，且因各构件空间位置、物理特性等不同，它们对整体目标结构或功能的贡献有所差异。所谓构件贡献因子，是用以量化各构件对目标结构或功能贡献大小的参数。

构件之间的关联性较强，需进行易损性分析，分析的结果是获取目标各构件的构件贡献因子。根据构件贡献因子的大小，可分析确定目标的关键构件及其分布范围，关键构件的确定是结构破坏模拟分析和最佳瞄准点确定的基础。当毁伤元作用于目标而造成某个结构构件被损伤后，在主要荷载（通常为重力荷载、冲击荷载）作用下，由于内力重分布的作用，目标结构体系中的非损伤构件也会产生内力变化，而当这种内力变化超过构件的承载能力后，会导致多个构件的连锁破坏甚至导致整个目标结构体系的崩溃，这就是构件之间的关联性。为在目标易损性分析的结果中表征出这种关联性，分析目标各构件对整体结构的力学贡献，通常在结构抗毁坏、振动分析中采用能量法确定构件贡献因子，筛选能量较大的构件作为目标的关键部件。但在结构的爆炸毁伤效应分析中，只关心构件承载能力损伤的程度，一般对目标损伤结构进行静力分析，研究内力重分布的规律，根据确定的结构易损性指标计算每个结构部件的重要性系数（即构件贡献因子），并按空间位置建立构件贡献因子矩阵，作为毁伤效能量化评估的输入。

3. 战斗部仿真模型

(1) 弹目交汇分析。

导弹对目标的毁伤是一个极为复杂的过程，它涉及被攻击目标的性能、结构特性参数以及武器弹药的有关性能参数，同时也与它们的相互作用过程有关。

弹体坐标系 $O_m x_m y_m z_m$ 如图 7-40 所示。以战斗部中心为坐标原点， $O_m x_m$ 、 $O_m y_m$ 轴沿导弹纵轴向前， $O_m z_m$ 轴在过 $O_m y_m$ 轴的竖直平面内垂直于 $O_m y_m$ 轴向上。 $O_m x_m$ 轴与 $O_m y_m$ 轴、 $O_m z_m$ 轴成右手准则。将理论弹道与目标的交点 Q 定义为瞄准点，通过瞄准点 Q 且垂直于制导炮弹弹道的平面定义为制导平面 $O_m y_m z_m$ ，将瞄准点确定为制导平面内的原点 O_m ， (x_q, y_q, z_q) 为瞄准点在目标坐标系中的坐标，在通过瞄准点的 $O_m y_m z_m$ 平面（制导平面）

内, 拦截点分布大致服从正态分布, 随机抽取 y_m 、 z_m , 变换到目标坐标系, 得到制导平面的拦截点在目标坐标系中的坐标, 并得到随机弹道方程的数学模型。弹道方程由攻击角度和制导误差所决定。攻击角度由方位角 λ 和落角 ω 合成, 它确定炮弹的弹道在目标坐标系中的方向。方位角定义为从 x 方向开始绕 z 轴向 y 正方向转动, 它在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 范围内均匀分布; 落角定义为从 xyz 平面向 z 正方向转动, 其取值范围为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 。图 7-40 中的方位角和落角均为正。

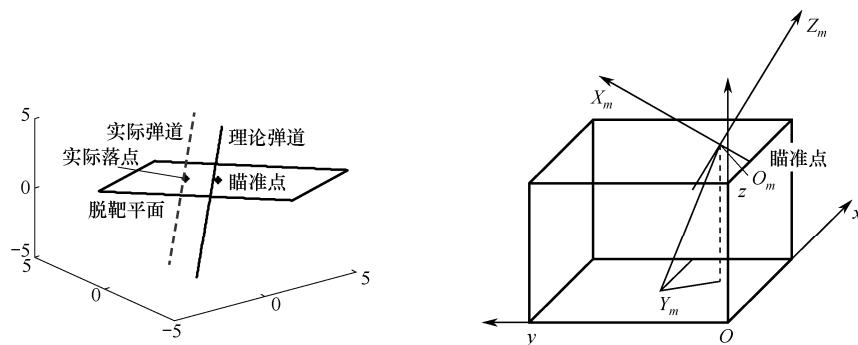


图 7-40 弹目交汇示意图

假设落角服从数学期望为 u_ω 、标准差为 σ_ω 的正态分布; 方位角为服从均匀分布的随机变量。通过对 λ, ω 的蒙特卡洛随机抽样, 由落角 ω 和方位角 λ 确定的制导炮弹随机弹道的方向为

$$J = \{-\sin \omega, -\cos \omega \cos \lambda, -\sin \lambda \cos \omega\} \quad (7-4-8)$$

在制导平面内随机抽取落点 $(0, y_{m'}, z_{m'})$, 此点即为制导平面内的拦截点在弹体坐标系下的坐标: $x_{m'} = x_0 \sigma_t$, $z_{m'} = z_0 \sigma_r$ 。其中, x_0, y_0 为蒙特卡洛正态分布随机数抽样; σ_t, σ_r 为制导误差的横向和纵向标准偏差。通过坐标系变换, 把制导平面内拦截点转换为在目标坐标系中的坐标:

$$\begin{bmatrix} x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega \cos \lambda & \cos \lambda \cos \omega & \sin \lambda \\ -\sin \omega \sin \lambda & -\cos \omega \sin \lambda & \cos \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{ml} \\ 0 \\ z_{ml} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_q \\ y_q \\ z_q \end{bmatrix} \quad (7-4-9)$$

由随机弹道攻角 (落角和方位角) 和拦截点坐标 (x_l, y_l, z_l) , 弹道在目标坐标系中的方程为

$$\frac{x - x_L}{-\sin \omega} = \frac{y - y_L}{\cos \omega \sin \lambda} = \frac{z - z_L}{-\cos \omega \sin \lambda} \quad (7-4-10)$$

炸点 (x_τ, y_τ, z_τ) 的位置是根据所采用的引信的类型和参数, 在弹道轨迹上确定的。由于各种偶然因素的影响, 引信启动点也是一个随机变量, 因而构成了启动点的随机散布规律, 设引信启动点距离地面高度为炸高 h 。通常可用正态分布来描述启动点散布的规律。这里以测高引爆来模拟导弹的爆炸过程。

(2) 落点、爆炸点模型。

导弹在实际飞行中由于测量误差、时延等原因, 实际弹道与理论弹道存在一定的误差, 实际弹道在理论弹道周围成一定的概率分布, 多数文献采用基于概率方法进行的武器损伤

评估。这种方法基于以下两种假设：

导弹沿实际弹道的落点的分布服从一定的概率密度函数 $P(X)$ ，其中随机变量 $X(x, y, z)$ 为爆炸点在目标坐标系下的坐标。

导弹在实际爆炸点处对目标的损伤大小可以用函数 $g(X)$ 来表示，且该函数与理论爆炸点的距离有关。图 7-41 所示是落点的正态分布示意图。

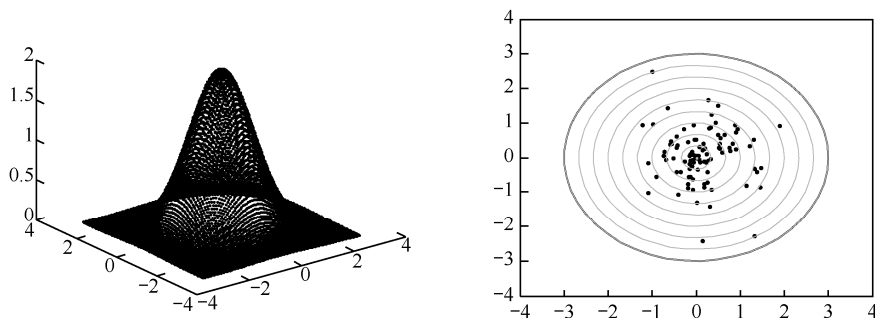


图 7-41 落点的正态分布示意图

当制导炮弹接近目标时，近炸引信测定制导炮弹距地面的高度，当达到给定的高度时，引信启动。引信起爆高度按定值选取，即 $z_A = u_A + v_A \sigma_A$ ，其中 z_A 为引信启动高度， u_A 为引信启动高度的均值， v_A 为标准正态分布随机数， σ_A 为引信启动高度的标准差。根据弹道方程以及爆炸高度 z_A 可确定爆炸点的坐标 (x_h, y_h, z_h) 。

(3) 战斗部杀伤概率的数学模型。

① 冲击波效应。爆炸冲击波对目标的毁伤概率 P 可采用超压准则进行计算：

$$p = \begin{cases} 1 & \Delta p \geq \Delta p_f \\ \frac{\Delta p - \Delta p_{cr}}{\Delta p_f - \Delta p_{cr}} & \Delta p_{cr} \leq \Delta p \leq \Delta p_f \\ 0 & \Delta p \leq \Delta p_{cr} \end{cases} \quad (7-4-11)$$

式中： Δp 为入射冲击波峰值超压； Δp_f 为目标被完全破坏时冲击波峰值超压的最小临界值； Δp_{cr} 为目标不被破坏时冲击波峰值超压的最大临界值。

战斗部爆炸后主要以冲击波超压毁伤为主，形成一个巨大的超压场，近似认为是球形。由于爆炸冲击波作用场是以爆心为球心的球面体，因此无论要害部件和战斗部的相对位置如何，只要要害部件在爆炸冲击波的有效作用范围内，就会发生变形、破裂、振动等破坏直至失效。战斗部冲击波超压爆炸场测试采用的经验公式如下：

$$1 \leq r/m \leq 15$$

$$\Delta p = 0.08 \sqrt[3]{m/r} + 0.27 \left(\sqrt[3]{m/r} \right)^2 + 0.69 \left(\sqrt[3]{m/r} \right)^3$$

式中： Δp 为超压，单位为 MPa； m 为战斗部装药质量， $r/\sqrt[3]{m}$ 为对比距离，单位为 $\text{m}/\text{kg}^{1/3}$ 。

② 破片效应。假设破片飞行轨迹为直线，空气密度为常数，忽略重力作用，战斗部爆炸完毕后破片向四周飞散，破片的飞散区域形成一个圆锥面。破片的圆锥面与目标面相交，即有破片击中目标，再计算破片击中目标的数量。

战斗部在地面静止状态下爆炸，形成破片群在空间的飞散区域即破片静态飞散区——空心锥，如图 7-42 所示。

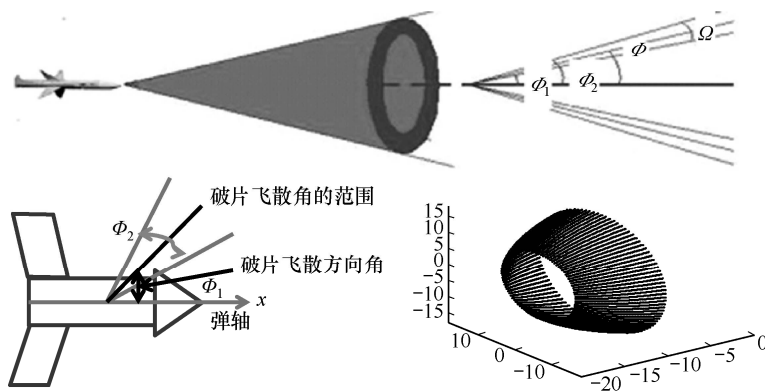


图 7-42 破片飞散空间分布示意图

在图 7-42 中： Ω 为破片的静态飞散角； Φ 为破片的静态飞散方向角； Φ_1, Φ_2 为破片的静态飞散范围角。破片在弹体坐标系上的分布范围可近似表示为

$$x \tan \Phi_1 \leq \sqrt{y^2 + z^2} \leq x \tan \Phi_2 \quad (7-4-12)$$

当破片以球面向四周飞散时，根据有关实弹试验数据可知：沿各球瓣飞散出的破片数基本相同，表面破片的飞散规律与经角 β 无关；沿各球带飞散出的破片数随纬角 α 的不同而不同，具有明显的正态分布特性。因此，可假设战斗部爆炸后形成的破片分布为正态分布。令 φ 代表破片数沿 φ 呈正态分布的密度函数，则有：

$$f(\varphi) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(\varphi - \bar{\varphi})^2}{2\sigma^2}} \quad (7-4-13)$$

式中： σ 为 φ 的均方差； $\bar{\varphi}$ 为 φ 的数学期望。得出破片动态初速矢量在弹体坐标系内表示为

$$\begin{bmatrix} x_{mv_0} \\ y_{mv_0} \\ z_{mv_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_0 \sin \alpha \cos \beta \\ v_0 \cos \alpha + v_m \\ v_0 \sin \alpha \sin \beta \end{bmatrix} \quad (7-4-14)$$

③ 破片飞散运动及求解模型。弹坐标系 $O_m x_m y_m z_m$ 与地面坐标系 $O_E x_E y_E z_E$ 之间的坐标转换矩阵为 A_E^m ，则破片动态初速矢量在地面坐标系内表示为

$$\begin{bmatrix} x_{gv_0} \\ y_{gv_0} \\ z_{gv_0} \end{bmatrix} = A_E^m \begin{bmatrix} x_{mv_0} \\ y_{mv_0} \\ z_{mv_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega \cos \lambda & \cos \lambda \cos \omega & \sin \lambda \\ -\sin \omega \sin \lambda & -\cos \omega \sin \lambda & \cos \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_0 \sin \alpha \cos \beta \\ v_0 \cos \alpha + v_m \\ v_0 \sin \alpha \sin \beta \end{bmatrix} \quad (7-4-15)$$

则破片在目标坐标系的运动方程为

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} + vt = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} tx_{gv_0} \\ ty_{gv_0} \\ tz_{gv_0} \end{bmatrix} \quad (7-4-16)$$

式中, t 为破片飞散时间。计算破片与目标表面的交点坐标, 如果方程有解, 则破片穿透壳体。

④ 破片的运动方程。假定抽样破片在目标坐标系中的动态飞散速度分量为 (v_x, v_y, v_z) , 炸点在目标坐标系中的坐标为 (x_0, y_0, z_0) , 则根据抽样得到的 (φ_k, ω_k) 可建立破片射线方程:

$$\begin{cases} x = x_0 + v_x t \\ y = y_0 + v_y t \\ z = z_0 + v_z t \end{cases} \quad (7-4-17)$$

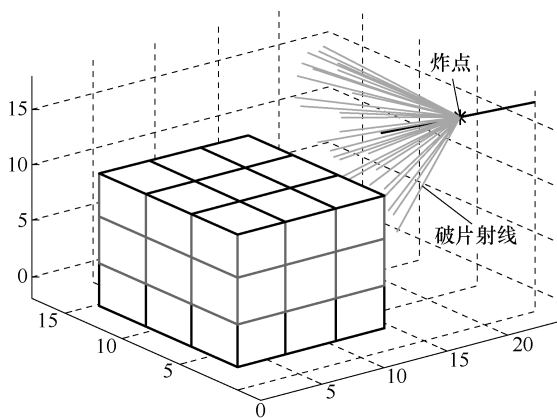


图 7-43 破片与目标交汇示意图

通过破片射线方程与目标构件方程求交, 并注意剔除破片二次打击, 求出命中各舱段的破片数 N_i 。图 7-43 所示为破片与目标交汇示意图。

⑤ 命中目标破片数。为便于计算命中目标的破片数, 应根据目标外形及尺寸对目标进行等效, 并写出等效曲面方程。等效一般分为平板、圆柱、椭球、圆锥、圆台等。例如:

圆台型几何体的二次曲面方程形式化为

$$Ax^2 + By^2 + Cz^2 + 2Dxy + 2Eyz + 2Fzx + 2Gx + 2Hy + 2Iz + J = 0$$

所涉及的建筑物为长方体形建筑物, 其平面方程形式化为

$$ax + by + cz + d = 0$$

式中: $A, B, C, D, E, F, G, H, I, J, a, b, c, d$ 为常数。

在考虑破片速度衰减的情况下, 检测破片是否命中目标面元, 分两步求解: 用数值方法(二分法、牛顿法等)求解破片轨迹与目标面元所在平面的交点; 用面积法判断破片是否落入面元内。

在破片飞行距离较长、阻力系数又大的情况下, 需要考虑空气阻力引起的着靶点漂移。破片运动速率不断衰减, 衰减规律可描述为

$$v = v_0 e^{-k_s s}$$

其中, $k_a = c_x \rho_0 g A_s / (2m)$, v 为破片运动距离 s 时的存速; v_0 为破片初速; m 为破片质量; c_L 为空气阻力系数; ρ 为空气密度; g 为重力加速度; A 为破片迎风面积。

⑥ 破片对目标的毁伤概率。可以推得破片在地面坐标系的速度 v 与飞行距离 s 随时间 t 的变化规律:

$$\begin{cases} v = \frac{v_0}{v_0 k t + 1} \\ s = \frac{1}{k} \ln(k v_0 t + 1) \end{cases} \quad (7-4-18)$$

建立杀伤模型时仅考虑破片的侵彻杀伤效应, 设目标由若干个舱段构成, 杀伤其中任一舱段就能使目标毁伤, 则:

$$p_d = 1 - \exp\left(-\sum_{j=1}^{j_1} N_j P(E_j)\right) \quad (7-4-19)$$

式中, j_1 为可杀伤舱段总数; N_j 为 j 舱段命中破片平均数; $P(E_j)$ 为单枚破片对 j 舱段的侵彻杀伤概率; E_j 为单枚破片平均比能, 即目标等效靶单位厚度在破片平均迎风面积上的比动能。 $P(E_j)$ 的计算采用经验公式:

$$P(E_j) = \begin{cases} 0 & E_j < 44.1 \\ 1 + 2.65 \exp(-0.034 E_j) - 2.96 \exp(-0.0143 E_j) & E_j \geq 44.1 \end{cases} \quad (7-4-20)$$

$$E_j = \frac{m_q v_{0r}^2}{2 S h_j} = \frac{m_q^{1/3} v_{0r}^2}{2 \phi h_j}, \quad S_a = \phi m_q^{2/3}$$

式中: S_a 为单枚破片平均迎风面积; h_j 为第 j 舱段等效靶厚度; m_q 为单枚破片有效质量; v_{0r} 为破片相对目标的打击速度, 是破片飞行距离的函数。

⑦ 破片穿越目标墙、天花板速度衰减。为计算破片对部件的侵彻毁伤效果, 通常先进行等效靶近似。等效靶近似通常是按照强度等效的原则, 将任意材料的装备部件换算成具有一定厚度的等效铝合金靶板, 等效公式为

$$h = h_0 \sigma_0 / \sigma \quad (7-4-21)$$

式中: h 为等效靶的等效厚度, h_0 为原部件的厚度; σ_0 为原部件材料的强度极限, 在此假设建筑物内部墙、立柱和天花板以及屋顶的材料是混凝土, 外部玻璃门窗的材料是玻璃; σ 为等效靶的强度极限。破片对部件的毁伤决定于其是否能够穿透等效靶, 本节对破片穿透靶板的规律进行分析。

根据国内外在该领域的研究成果, 结合现在的战斗损伤仿真分析中破片的特点, 在计算破片对靶板的极限穿透速度时采用前人通过实验得到的经验公式:

$$v_{\text{lim}} = \left(2k \frac{\sigma_t}{m} h^{3/2} S^{3/4} \frac{\rho_t}{\rho_f^{0.1}}\right)^{1/2} \quad (7-4-22)$$

式中: k 为实验符合系数, 这里战斗部采用的是球形破片, k 取值为 0.002; σ_ω 为靶板的强度极限; m 为破片的质量; h 为等效靶板厚度; S 为破片着板面积; ρ_t 、 ρ_f 分别为靶板与破片的材料密度。

破片在侵彻靶板过程中消耗的能量等于 $\frac{1}{2} m v_{\text{lim}}^2$, 设破片着靶时速度为 v_0 , 侵彻结束后剩余速度为 v_s , 则根据能量守恒定律:

$$\frac{1}{2} m v_0^2 = \frac{1}{2} m v_{\text{lim}}^2 + \frac{1}{2} m v_s^2 \quad (7-4-23)$$

得到破片的剩余速度为

$$v_s = \left(v_0^2 - 2k \frac{\sigma_t}{m} h^{3/2} S^{3/4} \frac{\rho_t}{\rho_f^{0.1}}\right)^{1/2} \quad (7-4-24)$$

根据以上分析与计算过程, 总结基于破片效应的部件毁伤概率计算流程如图 7-44 所示。

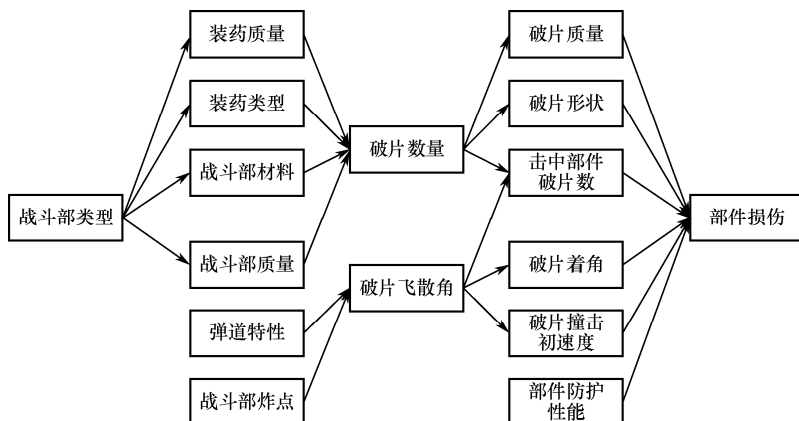


图 7-44 部件破片效应毁伤概率计算流程

目标构件在冲击波和破片作用下的综合毁伤效应为

$$G(x, y, z) = 1 - \prod_{j=1}^2 [1 - G_j(x, y, z)] \quad (7-4-25)$$

通过结构贡献矩阵可得到关键总体毁伤:

$$P_j = \sum_{i=1}^{N_j} \omega_i p_i \quad (7-4-26)$$

其中, P_j 是第 j 个关键部位的毁伤概率, N_j 是第 j 个关键部位的构件数, ω_i 是构件的结构贡献因子, p_i 是构件的毁伤概率。

7.4.4 仿真结果及分析

根据真实卫星图片, 对卫星图片中目标进行仿真处理, 模拟毁伤后的目标图像。利用处理后的图像进行评估, 通过与人工判图比较, 统计评估准确率。

被评估图像及机场毁伤评估结果如图 7-45 所示。



(a) 被评估机场图像

图 7-45 被评估机场图像及机场毁伤评估结果

关键部位物理毁伤评估

关键部位	弹坑数目	毁伤率	弹坑标记颜色	最大弹坑位置（经度、纬度、海拔）
主跑道	1	3.56%	红色	114° 13' 2"东、 30° 47' 16"北、29m
次跑道	0	0%	橙色	无弹坑
连接道	0	0%	蓝色	无弹坑
航站楼	0	0%	黄色	无弹坑

关键部位功能毁伤评估

关键部位	功能毁伤程度
主跑道	36.3%
次跑道	0%
连接道	0%
航站楼	0%

目标综合毁伤评估：轻度摧毁

(b) 机场毁伤评估结果

图 7-45 被评估机场图像及机场毁伤评估结果（续）

被评估桥梁图像及桥梁毁损评估结果如图 7-46 所示。



(a) 被评估桥梁图像

关键部位物理毁伤评估

关键部位	弹坑数目	毁伤率	弹坑标记颜色	最大弹坑位置（经度、纬度、海拔）
桥面	2	11.9%	红色	8° 4' 28"东、 47° 33' 41"北、305m
桥墩	0	0%	橙色	无弹坑

关键部位功能毁伤评估

关键部位	功能毁伤程度
桥面	100%
桥墩	0%

目标综合毁伤评估：严重摧毁

(b) 桥梁毁伤评估结果

图 7-46 被评估桥梁图像及桥梁毁伤评估结果

被评估建筑物图像及建筑物毁损评估结果如图 7-47 所示。



(a) 被评估建筑物图像

关键部位物理毁伤评估

关键部位	弹坑数目	毁伤率	弹坑标记颜色	最大弹坑位置 (经度、纬度、海拔)
屋顶	1	18.1%	红色	13° 41' 43"东、 52° 32' 46"北、61m
墙面	0	0%	橙色	无弹坑

关键部位功能毁伤评估

关键部位	功能毁伤程度
屋顶	28.9%
墙面	0%

目标综合毁伤评估：轻度摧毁

(b) 建筑物毁伤评估结果

图 7-47 被评估建筑物图像及建筑物毁伤评估结果

被评估电厂图像及电厂毁损评估结果如图 7-48 所示。



(a) 被评估电厂图像

图 7-48 被评估电厂图像及电厂毁伤评估结果

关键部位物理毁伤评估

关键部位	弹坑数目	毁伤率	弹坑标记颜色	最大弹坑位置（经度、纬度、海拔）
机组	1	34.3%	红色	76° 43' 29"西、 40° 9' 10"北、91m
冷却塔	0	0%	橙色	无弹坑

关键部位功能毁伤评估

关键部位	功能毁伤程度
机组	54.9%
冷却塔	0%

目标综合毁伤评估：轻度摧毁

(b) 电厂毁伤评估结果

图 7-48 被评估电厂图像及电厂毁伤评估结果（续）

实验一中有 121 次实验与专家意见相符合，机场毁伤评估结果准确率为 93.0%；实验二中有 105 次实验与专家意见相符合，桥梁毁伤评估结果准确率是 83.8%；实验三中有 105 次实验与专家意见相符合，电厂毁伤评估结果准确率是 82.0%；实验四中有 106 次实验与专家意见相符合，建筑物毁伤评估结果准确率是 91.3%。四类目标评估准确率统计入表 7-4。

表 7-4 四类目标评估准确率

目标类型	机场	桥梁	电厂	建筑物
样本个数	130	149	128	116
评估准确个数	121	105	105	106
准确率	93.0%	83.8%	82.0%	91.3%

通过以上实验验证结果可以看出，机场、桥梁、电厂和建筑物毁伤评估的准确率大于 80%，打击效果评估系统对典型目标的毁伤评估具有较高的准确性。

7.5 小结

随着巡航导弹及其发射技术的发展，潜射巡航导弹将具有垂直发射能力，具备利用多枚导弹对海、对陆目标饱和攻击的能力，为充分发挥潜射巡航导弹的作战效能，需要研究潜射巡航导弹信息保障技术、导航技术、航路规划技术、打击效果评估技术为其提供技术支撑。

针对多弹多目标任务分配问题，建立了在一定约束条件下的火力任务分配模型，并将其转化为指派问题，运用匈牙利算法求解，达到优化分配火力的目的，增强攻击决策的科学性，满足饱和攻击对任务分配的需求。在考虑目标机动误差和探测误差下，利用蒙特卡洛方法，计算目标的捕获概率，为攻击决策提供依据。

针对潜射巡航导弹对海/对陆打击航路规划问题，介绍了航路规划模型，分析了对海、对陆打击航路规划约束条件。根据对海、对陆打击航路规划不同约束条件，提出了多种航路规划算法。仿真结果分析，随机性搜索算法搜索速度快，结果为次优解；确定性搜索算

法搜索时间无法确定, 但航路为最优解。

针对典型对陆打击效果评估问题, 利用打击前后目标图像, 建立了目标检测、目标识别、目标配准及专家知识的效果评估系统, 解决了典型陆上目标快速定位、识别、目标关键部位提取及基于专家知识的效果评估问题, 评估准确率和实时性比较高。

参考文献

- [1] 李春华, 郑昌文, 周成平, 等. 一种三维航迹快速搜索方法[J]. 宇航学报, 23(3)(2002)13-17.
- [2] 陈国良, 王熙法. 遗传算法及其应用[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2002. 2.
- [3] 闵昌万, 袁建平. 军用飞行器航迹规划综述[J]. 飞行力学, 1998, 16(4): 142-149.
- [4] 唐强, 张翔伦, 左玲. 无人机航迹规划算法的初步研究[J]. 航空计算技术, 2003, 33(1): 125-128.
- [5] James D, Paul G, John V. Real-time path planning and terrain obstacle avoidance for general aviation aircraft [C]. AIAA, Navigation and Control Conference and Exhibit. San Francisco, CA, USA: [s.n.], 2005: 1-12.
- [6] Nathan D R, Manu S, David G W. A hybrid A*/automaton approach to on-line path planning with obstacle avoidance [C]. AIAA, 1st Intelligent Systems Technical Conference. Chicago, Illinois: [s.n.], 2004: 565-581.
- [7] Szczerba R J, Peggy Galkowski Ira S Clickstein, Noah Ternullo. Robust Algorithm for Algorithm for Real-time Route Planning. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic System, 2000, 36 (3): 869-878.
- [8] 高惠英, 关世义. 任务规划系统的发展[J]. 飞航导弹, 1997, 4: 12-18.
- [9] 何佩. 低空突防航迹规划方法研究. 北京航空航天大学博士学位论文, 2003-6.
- [10] Bhattacharya P, Gavrilova M L. Voronoi diagram in optimal path planning. in International Symposium on Voronoi Diagrams in Science and Engineering. 2007, 38-47.
- [11] Bhattacharya P, Gavrilova M L. Roadmap-based path planning—Using the Voronoi diagram for a clearance-based shortest path [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2008, 15(2): 58-66.
- [12] Beard R W, McLain T W, Goodrich M A, et al. Coordinated target assignment and intercept for unmanned air vehicles [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 2002, 18(6): 911-922.
- [13] McLain T W, Beard R W. Coordination variables, coordination functions, and cooperative-timing missions [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2005, 28(1): 150-161.
- [14] Eppstein D. Finding the k shortest paths [J]. SIAM Journal of Computing, 1999, 28(2): 652-673.
- [15] Overmars M. A random approach to path planning [J]. Technical Report, RUU-CS-92-32, Utrecht University, 1992.
- [16] Pettersson P O, Doherty P. Probabilistic roadmap based path planning for an autonomous unmanned helicopter [J]. Journal of Intelligent and Fuzzy Systems, 2006, 17(4): 395-405.
- [17] 严平, 丁明跃, 周成平. 航迹规划的一种路线图方法[J]. 计算机工程与应用, 2004(17): 218-221.
- [18] Hart P E, Nilsson N J, Raphael B. A formal basis for the heuristic determination of minimum cost paths [J]. IEEE Transactions on Systems Science and Cybernetics, 1968, 4(2): 100-107.
- [19] 李春华, 郑昌文, 周成平, 等. 一种三维航迹快速搜索方法[J]. 宇航学报, 2002, 23(3): 13-17.
- [20] 周成平, 陈前洋, 秦筱木威. 基于稀疏 A*算法的三维航迹并行规划算法[J]. 华中科技大学学报(自然

- 科学版), 2005, 33(5): 42-45.
- [21] 郑昌文, 丁明跃, 周成平, 等. 一种飞行器在线航迹重规划算法[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2003, 31(2): 90-92.
- [22] 赵明元, 周军. 基于 A*算法的四维实时航迹规划算法[J]. 火力与指挥控制, 2008, 33(8): 98-111.
- [23] Stentz A. Optimal and efficient path planning for partially-known environments. in Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. 1994, 3310-3317.
- [24] 李春华, 周成平, 丁明跃, 等. 动态环境中的飞行器实时三维航迹规划方法研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(1): 38-42.
- [25] Michalewicz Z. Genetic Algorithms + Data Structures=Evolution Programs. 3rd ed. 1996, Berlin: Springer-Verlag.
- [26] Yi M, Ding M, Zhou C. 3D route planning using genetic algorithm, Proceedings of SPIE International Symposium on Multispectral Image Processing, Wuhan, China, 1998: 92-95.
- [27] 马云红, 周德云. 基于遗传算法的无人机航路规划[J]. 电光与控制, 2005, 12(5): 24-27.
- [28] 徐正军, 唐硕. 基于改进遗传算法的飞行航迹规划[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1540-1545.
- [29] 孙阳光, 丁明跃, 周成平, 等. 基于量子遗传算法的无人飞行器航迹规划[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 648-654.
- [30] 郑昌文, 丁明跃, 周成平, 等. 多飞行器协调航迹规划方法[J]. 宇航学报, 2003, 24(2): 115-120.
- [31] 郑昌文, 丁明跃, 周成平. An Evolutionary Real-time 3D Route Planner for Aircraft [J]. 系统工程与电子技术, 2003, 14(1).
- [32] Zheng C, Ding M, Zhou C.. Real-time route planning for unmanned air vehicle with an evolutionary algorithm [J]. International Journal of Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2003, 17(1): 63-81.
- [33] Zheng C, Ding M, Zhou C, et al. Coevolving and cooperating path planner for multiple unmanned air vehicles [J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2004, 17(8): 887-896.
- [34] 郑昌文, 李磊, 徐帆江, 等. 基于进化计算的无人飞行器多航迹规划[J]. 宇航学报, 2005, 26(2): 223-227.
- [35] Zheng C, Li L, Xu F, et al. Evolutionary route planner for unmanned air vehicles [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2005, 21(4): 609-620.
- [36] Nikolos I K, Tsourveloudis N, Valavanis K P. Evolutionary algorithm based 3D path planner for UAV navigation, in Proceeding CD-ROM 9th Mediterranean Conference Control Automation. 2001: Dubrovnik, Croatia.
- [37] Nikolos I, Valavanis K, Tsourveloudis N, et al. Evolutionary algorithm based offline/online path planner for UAV navigation[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, 2003, 33(6): 898-912.
- [38] Nikolos I, Zografos E, Brintaki A. UAV path planning using evolutionary algorithms. Innovations in Intelligent Machines, 2007: 77-111.
- [39] 严平, 丁明跃, 郑昌文. 基于 Nash 均衡与进化计算的协调航迹规划(英文)[J]. 中国航空学报(英文版), 2006, 19(1): 18-23.
- [40] 严江江, 丁明跃, 周成平. 基于进化算法的多飞行器四维航迹规划方法[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(4): 1125-1129.
- [41] Colomi A, Dorigo M, Maniezzo V. Distributed optimization by ant colonies. in Proceedings of the First European Conference on Artificial Life, 1991, Paris: France: Elsevier Publishing, 134-142.

- [42] Kennedy J, Eberhart R C. Particle swarm optimization. in Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks, 1995, 1942-1948.
- [43] 柳长安, 李为吉, 王和平. 基于蚁群算法的无人机航路规划[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2004, 5(2): 9-12.
- [44] 叶文, 马登武, 范洪达. 基于改进蚁群算法的飞机低空突防航路规划[J]. 中国航空学报(英文版), 2005, 18(4): 304-309.
- [45] 李栋, 曹义华, 苏媛, 等. 基于改进蚁群算法的低空突防航迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 258-262.
- [46] 李士勇, 杨丹. 基于改进蚁群算法的巡航导弹航迹规划[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 903-907.

潜艇综合防御

8.1 概述

随着拥有潜艇的国家和地区的增多，世界各国海军已将反潜列为最主要的作战任务之一，为防范越来越多的潜艇威胁，各国纷纷利用先进的探测声呐和高性能的鱼雷，加强局部区域、乃至是全球性的对潜侦察体系，不断提高反潜兵力和兵器的反潜能力，以及早地发现、跟踪、突击和摧毁敌潜艇。

敌方各种反潜飞机将对我潜艇的生存构成最严重的威胁，因为我潜艇对于敌反潜飞机的搜潜、攻潜作战行动，目前只能采用深潜、机动规避、施放水声对抗器材等被动手段，没有发现和还击手段，始终处于被动地位^[1]。

鱼雷是潜艇作战所面临的主要威胁之一。潜艇受到鱼雷攻击时，从声呐报警到被鱼雷击中只有很短的时间。在这段时间里，从确认报警、测频、方位跟踪、来袭鱼雷的运动分析到确定发射水声对抗器材实施干扰诱骗及潜艇规避或采用硬武器拦截鱼雷，整个过程必须快速实现，才能提高自身的生存能力^[2, 3]。

未来海战环境复杂，情况多变，防御时间紧迫。防御方案和水声对抗器材使用时机选择的正确与否，将直接影响本艇的存亡。随着声呐和鱼雷技术的飞速发展，迫切需要一个完整的系统来实现全方位的对抗：对敌目标进行侦察、报警、探测和跟踪，对全方位的信息进行分析处理，选择水声对抗方案、控制发射装置发射对抗器材，对对抗效果进行跟踪、评估等。因此，为提高潜艇的生存能力，潜艇综合防御必须有很强的快速反应能力和正确的决策能力，在尽量短的时间内完成综合防御决策，实现对空中、水面、水下威胁目标的综合防御^[4]。

随着反潜战技术的发展，潜艇综合防御技术受到越来越大的关注。世界各国均加强了这方面的研究。

美国是最早发展反鱼雷防御系统的国家，在 20 世纪 70 年代就提出了第一代反鱼雷水声对抗系统 SSTD，至 20 世纪 90 年代已开始和英国联合开发第三代 SSTD^[5]。

目前，已在美、英、法海军弹道导弹核潜艇和攻击型核潜艇上装备的潜用水声对抗系统有 SINGER—LIBRASCOPE 公司研制的 SAWS（Submarine Acoustic Warfare System）潜艇水声对抗系统，GOULD 公司研制的 MOSS（Mobile Submarine Simulator）等。

法国在 20 世纪 90 年代初已研制成功了反鱼雷作战系统 SLAT 并投入使用。

德国海军的新型 212 级潜艇投入使用后, HDW 公司、STN ATLAS 电子公司组成的研究队伍为其水下防御设计了鱼雷对抗系统 TAU, TAU 的工作原理是利用多个水下航行器对来袭鱼雷进行快速反应, 航行器安装了大功率声学装置并具有信号处理功能, 发射后置于来袭鱼雷的定向轨道上, 根据威胁的情况进行噪声干扰和实施诱骗^[6]。

意大利巨头——艾莱尼亚公司从 1982 年开始发展反鱼雷防御系统。目前他们已经开发了三代潜用反鱼雷系统: 即第一代 C300 系统、第二代 C303 系统和第三代 C303/S 系统。其中 C303/S 是在 C303 的基础上, 经过对性能进一步改进发展而成, 能满足更高性能、极短鱼雷探测距离和两条鱼雷齐射的要求, 可使用多条自航式声诱饵对付复杂战术的来袭鱼雷。2005 年 3 月, 印度购买了一套 C303 系统, 并在其潜艇上成功地进行了海上试验^[7]。

另外, AEROJET-GENERAL 公司研制的 MK-1、MK-2 型潜用声对抗装置, SIPPICAN 公司研制的 SSXBT 装置, DYNELL 公司研制的 AN/WLR-9A、AN/WLR-12 装置, SPERRY 公司研制的 AN/BLR-14 基本声学战系统等, 都是西方国家针对潜艇防御来袭鱼雷研制的水声对抗系统。

与此同时, 西方国家也开展了对来袭鱼雷防御的水声对抗和软杀伤有效性仿真模拟技术研究, 德国 IABG 研究中心在 20 世纪 80 年代研制了 ATCM (Acoustic Torpedo Countermeasures) 仿真模拟系统, 该系统具有德国 DM2A1/A3/A4 鱼雷和反鱼雷对抗装置(拖曳式、自航式和悬浮式)的数学模型, 通过确定时间步长模拟方式仿真舰艇与来袭鱼雷的声学和机动特性, 以及通过它们在给定海洋环境下的相互影响, 检验防御系统和舰艇规避的有效性。

美国海军应用研究中心(NCARAI)进行的军事专家系统研究, 其中最重要的研究领域就是战场信息解释、指挥参谋系统和智能武器的目标识别与分类。

俄罗斯也进行了类似的研究工作, 据俄罗斯国立海洋技术大学水中兵器系主任朱可夫教授介绍, 他所领导的研究小组已在水下电子对抗系统的研究工作上取得了很大的进展, 该系统已能够对 6 种水下目标进行识别与分类, 并可根据环境特征与目标的电子对抗信息做出有利于系统的水下电子对抗决策分析。

目前美国、加拿大、英国、意大利、俄罗斯等西方国家的军事部门对水下目标的识别与分类, 水声电子反对抗等方面的研究都给予了高度的重视并投入了大量的人力、物力和财力, 某些领域的研究已取得一定的成果, 并且正处于迅速发展的时期, 由于该领域的技术密集度高, 保密性强, 具有直接应用价值的技术资料难以获得。

从国外发达国家近年来的研究状况看, 有一个明显的趋势就是将传统信号处理、模式识别与目标分类等技术结合起来形成水声对抗的决策系统。

近年来国内在传统的水声对抗研究领域做了大量工作, 其中在水声对抗的原理, 水声对抗器材的设计、研制、使用, 软杀伤手段的效能分析和实验研究等方面都取得了许多成果。但从装备情况来看, 至今尚未形成潜艇综合防御系统。此外在潜艇水声对抗和潜艇防御鱼雷的仿真研究领域, 国内正进行着广泛的研究, 一些具有实用价值的仿真系统已经开始应用。因此当务之急是如何解决潜艇综合防御问题, 以对抗来自空、海、潜多维空间的多重威胁, 将软硬杀伤器材适时有效地布放在潜艇周围, 形成由远及近的多层潜艇综合防御体系。

8.2 潜艇威胁目标信息综合处理

目前对潜艇造成威胁的反潜武器平台主要有反潜水面舰艇、潜艇、飞机（反潜直升机、反潜巡逻机）等，反潜武器主要有舰射鱼雷、潜射鱼雷和空投鱼雷等。潜艇综合防御必须综合利用传感器探测信息，及反潜平台实施攻击前的各种行为征兆，进行反潜平台威胁行为的早期预警，为潜艇综合防御提供充裕的反应时间，提高对威胁目标的快速反应能力。发现来袭鱼雷时，对其进行综合识别与定位，为制定防御方案提供决策依据。

8.2.1 反潜平台威胁预警

反潜平台在对我潜艇实施鱼雷攻击前，会有一定的行为和征兆反映出其攻击意图，从而对我具有不同程度的威胁。通过对敌方反潜平台的行为模式观测和作战意图推理，判断其使用武器打击的动机及可能性，从而实现潜艇对敌反潜平台威胁行为的早期预警，可为潜艇综合防御提供充裕反应的时间，提高防御成功的概率。

威胁评估通常建立在对敌作战意图推理的基础之上。通过分析反潜平台（水面舰艇、潜艇、反潜飞机/反潜直升机等）的攻潜意图，从综合生成的战场敌我态势和目标的搜索、跟踪行为中提取特征，确定反潜平台发射鱼雷的意图特征，并将目标实时意图特征与意图库匹配。最后将意图推理结果同各种威胁因素（如敌作战能力、威胁时间等）综合考虑，对目标威胁程度进行动态实时估计，实现对敌反潜平台行为的早期威胁预警，便于我艇提前进行综合防御。

8.2.2 来袭鱼雷综合识别与定位

1. 来袭鱼雷综合识别

对于潜艇平台，来袭鱼雷的类型主要有：敌潜艇发射的线导或声自导重型鱼雷、敌直升机（或固定翼飞机）空投的声自导轻型鱼雷、敌水面舰艇发射（或火箭助飞）的声自导轻型鱼雷以及其他平台发射的声自导轻型鱼雷。

通过对不同类型反潜鱼雷的弹道特征、战术使用进行分析，提取用于区分鱼雷类型的多种特征，实现反潜鱼雷的综合识别。主要的识别特征包括：

- 鱼雷辐射噪声中的自身运动特征；
- 来袭鱼雷的重量、发射数量及齐射次数；
- 鱼雷主动声脉冲特征；
- 鱼雷发射平台类型、距离等特征；
- 水文条件、海区地理环境。

通过综合利用所有声呐目标探测信息，对多种特征进行综合分析，对来袭鱼雷进行综合识别和类型判断，为潜艇鱼雷综合防御提供决策信息支持。

鱼雷类型判断是鱼雷综合识别后的一个动态过程，其识别的鱼雷类型是鱼雷更细一级

的身份，需要更多信息的积累，由于并不是所有特征都会同时获得，因此，应充分利用鱼雷报警直至接近过程中的各个阶段的特征信息，才能实现可信的来袭鱼雷类型判断。

2. 来袭鱼雷定位

随着鱼雷智能化程度的提高，来袭鱼雷搜索弹道已呈现不同模式（直航、蛇形、环形等），已有的来袭鱼雷弹道参数获取方法较难满足。为确保防御决策的有效性，需对来袭鱼雷进行定位，对其弹道模式进行判断。

距离（或者位置）对于做出准确反应并及时提供反应次序是一个重要的数据。应首先对目标距离进行预估。在对来袭鱼雷距离、方位等信息预估的基础上，提取量测信息的各类特征，从已有模式中匹配出来袭鱼雷的弹道模式，最后根据鱼雷类型识别结果及其他约束条件，对鱼雷的位置进行预测。

8.2.3 潜艇对空信息综合处理

航空反潜平台主要分为反潜直升机和固定翼反潜巡逻机两大类。为了对付潜艇威胁，护卫舰以上级别的大型舰艇一般都装备反潜直升机。固定翼反潜巡逻机是潜艇的另外一个主要的空中威胁。相对反潜直升机，其可载反潜武器更多，速度更快，机动能力更大，航程远，续航时间长，可在更大的范围进行反潜作战。

国外固定翼反潜巡逻机中最著名的是美国的 P-3 系列反潜机，已出口日本、台湾等国家和地区。

与其他反潜平台相比，反潜航空平台具有以下几个特点：

- 速度快，机动性能好。航空反潜平台的飞行速度比水面舰艇和潜艇的速度快 10~20 倍，能及时、准确地飞抵预定海域进行反潜作战。
- 探测能力强。航空反潜平台对潜探测包括目视、雷达、吊放声呐、浮标、磁探仪等多种手段，可对处于水面航行、潜望及潜航状态的潜艇进行高效探测。
- 信息保障能力强。航空反潜平台可以随时接收协同飞机、舰船、潜艇和岸基指挥所的战场态势信息，具有很强的信息保障能力。
- 执行任务及时性好，受潜艇威胁小。反潜直升机一般为舰载机，可根据编队的需要适时为编队提供反潜警戒或应召攻潜任务；潜艇难以发现舰载机的活动，即使发现也因缺乏积极有效的对抗手段，而只能采取水下规避措施。
- 协同作战能力强。反潜航空平台通信联络方便，可以召集其他反潜兵力协同作战，如引导另一架反潜直升机或固定翼反潜巡逻机实施攻击，或引导驱护舰实施协同作战，其反潜能力可以成倍地增加。
- 反潜武器多、威力大。航空反潜平台的反潜武器包括深水炸弹、反潜鱼雷及导弹、反舰导弹（对水面状态潜艇）等，经长时间发展及战争实践，威力大，性能可靠。

综上所述，航空反潜平台丰富的反潜方式和反潜手段对潜艇的隐蔽性及安全性构成了极其严重的威胁。潜艇防空导弹武器系统，可使潜艇采用反击和规避相结合的方法来对付

航空反潜平台，有效提高潜艇的生存能力。潜艇防空导弹武器系统的关键技术之一就是潜艇对空信息综合处理技术。

潜艇对空信息综合处理技术主要包括：

(1) 对空信息目标特征提取及参数估计技术。

敌方直升机辐射噪声经过空—水界面后，部分能量透射到水中。直升机螺旋桨结构特征致使其辐射噪声的频谱具有明显的线谱特征，在远距离处，尽管信噪比（目标总能量与噪声总能量之比的分贝表示）很低，但在线谱对应频点处，谱级信噪比仍处于可探测的范围，结合线谱特征可有效地提高目标的探测距离。

直升机辐射噪声在经过空—水界面后到达水下接收器主要包括两个部分：水波（经界面透射到水中后直达或经多次反射至接收器）和表面波（在透射锥角外经过空气后到达接收点的非均匀波形式），两种传播形式对应的多普勒频偏不同，在谱图对应两个交叉或频点很近的双谱线特征，利用多普勒被动定位模型在目标方位已知或可估计的情况下，可实现对目标的相对运动速度、距离的估计。目标方位估计可利用线谱方位估计法、解析声强流法等进行估计，方位轨迹可利用合适的平滑滤波法进行平滑，得到稳定的目标方位轨迹图，同时具有一定的预测功能。即：利用水下声场信息可在给出目标方位的基础上，实现目标相对运动速度、距离等参数的估计。

(2) 潜艇对空信息融合处理技术。

对空目标探测技术是制约潜艇防空武器打击能力的重要环节。目前，对空探测方式主要有雷达型和红外型，红外信号在水下传输有很大的衰减，甚至难以探测到，雷达信号也有衰减。而潜艇探测目标的方式主要靠声呐，潜艇要探测到空中目标发出的信号需经过空中、水面、水下 3 个环节，显然，单单依靠红外、雷达或声呐一种技术都比较困难，目前可利用的技术只能是多种探测手段的综合。

针对潜艇装载传感器的具体情况，潜艇对空信息综合处理的处理流程如图 8-1 所示。

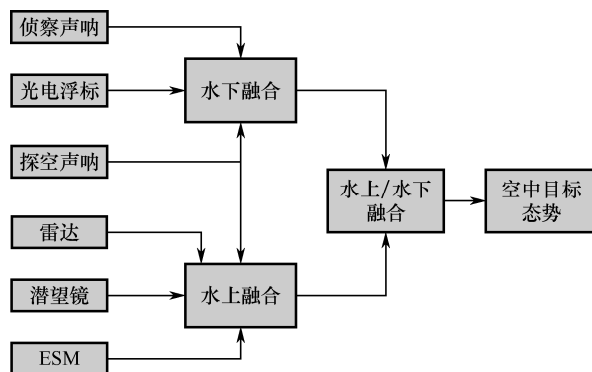


图 8-1 对空信息综合处理流程

在水下通常以被动探测为主，因此，将侦察声呐、光电浮标、探空声呐探测的方位信息进行了纯方位数据的相关、融合处理；而在潜望及通气管状态航行时，雷达探测可以得到距离信息，因此，主要对探空声呐、雷达、潜望镜、ESM 等传感器探测信息进行方位和方位/距离或方位/俯仰角的相关、融合处理，最终对水上融合结果和水下融合结果进行再次融合，形成空中目标态势并进行显示。

(3) 潜艇对空中目标要素快速解算技术。

对空中目标要素的快速解算是潜艇防空导弹武器系统实现对空打击的关键技术之一。它综合利用艇上传感器的探测信息对目标运动要素进行解算,以便潜艇指控系统能够及时、正确地做出可攻性判断、制定攻击方案、计算导弹射击诸元。其中对空中目标航迹点的预测至关重要,能否快速、准确地预测目标航迹点数据将直接影响防空作战效能。但在数据有限的情况下,准确地预测又很困难。

目前常用卡尔曼滤波技术预测机动目标的航迹,这种技术需要对目标航迹建立航迹模型和测量模型,而选用何种航迹模型视具体研究目标而定。在实时跟踪中,有时卡尔曼滤波的计算量可能超出系统的承载能力,如何降低滤波计算量成为突出的矛盾。在探测数据较少的情况下,航迹滤波的精度将受到影响。因而,在数据有限的情况下对空中目标航迹点进行准确地预测是此系统不可缺少的重要组成部分。

直升机使用吊放声呐搜索潜艇时,通常采用逐点悬停的探测方法。可利用潜艇主动声呐探测的反潜直升机每一悬停点的主动吊放声呐信息,解算出吊放声呐的位置信息,然后计算每相邻悬停点吊放声呐位置连线的目标航向,根据航向变化情况,推断反潜直升机搜索模式,进而预测出反潜直升机的下一悬停点位置。

8.3 潜艇软硬防御武器综合控制

8.3.1 潜艇软硬防御武器的作战使用

潜艇水声对抗器材主要有气幕弹、噪声干扰器和自航式声诱饵等软对抗器材,硬对抗器材主要有反鱼雷鱼雷、引爆式声诱饵等^[8]。

气幕弹与海水反应产生气泡,形成气幕,对声波有反射、吸收和散射作用。反射作用使气幕具有一定的目标强度,但和潜艇产生的回波有较大的差别,很容易被识别出来。因此,使用气幕弹的原则是设法将气幕置于搜索者与目标之间,以充分发挥气泡幕的屏蔽作用。气幕弹对抗现代声呐和鱼雷有其固有的弱点,一般不单独使用。

噪声干扰器通过向水中辐射强噪声,压制敌目标对潜艇的水声探测。对抗主动声呐时,产生的随机噪声会增加其背景干扰噪声,可以有效降低主动声呐对潜艇的作用距离。对抗被动声呐探测时,所辐射噪声表现为一强噪声目标,造成目标被动声呐无法确定潜艇的方位或不能保持稳定跟踪。潜用噪声干扰器一般分为低频、高频和宽带噪声干扰器3种型号,均为漂浮式,不具备机动能力。

自航式声诱饵可模拟潜艇的机动特性、辐射噪声和声反射特性,是一种欺骗性水声对抗器材,可同时有针对性地对抗主、被动工作的自导鱼雷或声呐。自航式声诱饵具有模拟逼真度高、与本艇分离速度快等优点,是潜用水声对抗装备发展的重点。自航式声诱饵总的使用原则是作为假目标使用,让鱼雷发现捕获并追踪它而去,本艇借诱饵的掩护迅速规避。

反鱼雷鱼雷(anti-torpedo torpedo, ATT)作为一种舰艇防御鱼雷对抗的硬杀伤装备。ATT的拦截弹道是影响其作战使用和拦截概率的重要因素之一。反鱼雷鱼雷的拦截弹道与潜艇、来袭鱼雷和反鱼雷鱼雷三者的诸多因素有关,包括潜艇声呐鱼雷报警能力、潜艇运动参数,来袭鱼雷攻击弹道形式和运动参数,以及ATT的攻击弹道形式和运动参数等^[9]。

8.3.2 综合防御来袭鱼雷

1. 防御声自导鱼雷

对反潜自导鱼雷，应发射诱饵，同时发射干扰器或气幕弹，使自导鱼雷首先发现并跟踪诱饵并使线导鱼雷载体将线导鱼雷导向诱饵，潜艇则在干扰器或气幕弹的掩护下，向与诱饵航向基本相反的方向进行规避机动，在鱼雷识别诱饵开始再搜索前，走出鱼雷的再搜索区域。

干扰器和气幕弹使用的基本原则是不作为假目标使用。干扰器主要干扰主动自导系统或主动声呐，降低其自导作用距离；气幕弹主要是屏蔽本艇辐射噪声，降低被动自导作用距离。所以，对于主动自导方式鱼雷，发射干扰器，不发射气幕弹；而对被动自导鱼雷，发射气幕弹，不发射干扰器^[10]。

潜艇使用自航式声诱饵防御声自导鱼雷时，需要设定的参数主要有诱饵的发射时机、初始航向、出管后的弹道方式、速度、航深以及潜艇机动规避参数等。这些问题往往又是相互关联的，要根据声诱饵性能、本艇鱼雷报警距离等各方面因素综合考虑加以确定。对这样复杂的问题，难以通过解析模型实时计算。常用的方法是采用统计模拟的方法，即通过穷举方案并进行统计实验，找到近似最优的防御策略。模拟统计方法的好处是，对不同使用参数下的使用效果一目了然，但当需要优化的参数增多时，计算量急剧增加。而遗传算法等智能优化算法具有优良的全局寻优能力和较快的收敛能力，是一个较好的优化方法^[11]。

(1) 问题描述。

潜艇鱼雷报警后，经过一定的系统反应时间，发射自航式声诱饵，同时机动转向规避。若鱼雷自导捕获到诱饵的应答信号并核实时，则鱼雷追踪诱饵而去。诱饵通过机动，诱骗鱼雷远离潜艇，从而提高潜艇的生存能力。

如图 8-2 所示，以声自导鱼雷从潜艇右舷来袭的情况为例。为简化问题的求解，建立大地平面直角坐标系，正东方向为 x 轴，正北方向为 y 轴。潜艇的初始位置为坐标原点 S_0 ，匀速向正东方向航行。一般，潜艇声呐的鱼雷报警距离 D_0 大于鱼雷自导作用距离 R ，因此，当潜艇声呐发现鱼雷在 T_0 位置时，鱼雷还没有发现潜艇，仍处于直航搜索阶段。鱼雷在确认捕获目标后以尾追法追击目标，若达到理想命中点仍未捕获目标，则进行旋回再搜索^[12]。

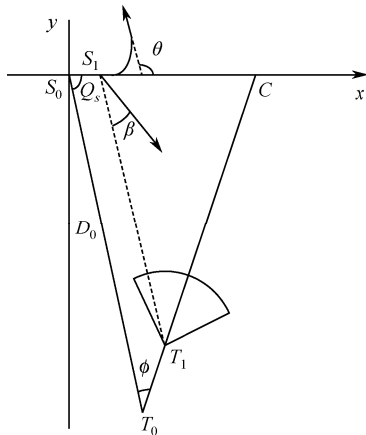


图 8-2 鱼雷和潜艇态势图

潜艇经过水声对抗系统反应时间 t_0 , 直航到 S_1 点, 发射自航式声诱饵, 同时以角度 θ 规避, 到达规避航向后转入规避航速直航前进。

自航式诱饵出管后按照设定的弹道参数运动, 鱼雷追踪诱饵一段时间后会识别出诱饵, 随后转入丢失目标的搜索状态。诱饵和潜艇的声学特性存在差异: 潜艇辐射噪声的指向性近似于各向同性, 而诱饵模拟辐射噪声的指向性是头部沿轴线水平方向 $\pm 150^\circ$ (-9 dB 点)^[13]; 潜艇目标强度随声波入射角度的变化而变化, 而诱饵模拟的目标强度取决于发射换能器的发射指向性。

根据诱饵对自导鱼雷的声诱骗原理, 按时间推演潜艇、鱼雷和诱饵三者之间位置和状态的变化, 加入随机的参量, 再根据一定的命中判断准则, 确定鱼雷是否命中本艇, 然后统计鱼雷命中次数。由仿真结果的统计, 可以判定鱼雷的命中概率, 而没有命中的概率即是本艇生存的概率。潜艇生存概率越大, 说明防御方案的效果就越好, 以此作为防御效果的度量^[14]。

现在, 我们要解决的问题是, 潜艇如何使用诱饵使得防御效果最好。主要设定的参数包括诱饵的初始发射方向、出管后的转角时机和转角大小、2 次转角时机和转角大小, 以及潜艇的规避角度、规避速度等。这样, 决策变量就有 7 个。由于问题的复杂性, 如果仍采用穷举方法, 则计算量太大, 难以求解。而我们的目标是要找到潜艇使用声诱饵防御鱼雷的最优策略, 可以将其看作是一个优化问题, 用遗传算法来求解。

(2) 遗传算法及其设计。

遗传算法是模拟遗传选择, 优胜劣汰, 适者生存的生物进化过程的计算模型。遗传和变异是决定生物进化的内在因素。生物体通过对基因的复制和交叉操作使其性状的遗传得到选择和控制, 使生物界的物种能够保持相对稳定; 同时, 通过基因组合、基因变异等操作产生了丰富多样的新性状、新物种, 推动了生物的进化和发展。

遗传算法是具有“生成+检测”(generate-and-test)特征的搜索算法。通过迭代进化, 从一群初始解找到所期望的解, 是一种新的全局优化随机搜索算法。搜索时不依赖梯度信息, 简单通用、鲁棒性强, 适合并行分布处理, 应用范围广, 尤其适用于解决传统方法难以解决的复杂和非线性问题。

算法产生的新后代个体通过检测以决定是否下一代接收的个体。种群中的每个个体代表了解决问题的一种策略。问题的适应度函数就是有效性度量, 这里即潜艇生存概率, 具体过程描述如下:

- ① 随机产生初始种群, 并计算种群中每个个体的适应度值;
- ② 进行遗传操作, 如重组、交叉等, 以产生后代形成新的种群;
- ③ 计算每个后代的适应度值;
- ④ 根据适应度值选择优良的个体作为父代为下一代繁殖子孙;
- ⑤ 如果迭代停止条件未满足, 转到②。

遗传算法作为模拟的优化方法, 被广泛应用于制造系统的设计、供应链的优化等, 并取得了有价值的结果。Kierstead 和 DelBalzo (2003) 将遗传算法应用于反潜战中的连续搜索路径的优化问题^[15], 蒙特卡洛模拟计算得到的探测概率作为搜索规划的性能评估。用遗传算法找到的最终搜索路径要明显优于传统的方法。Liang 和 Newton (2004) 用遗传算法来优化设计反潜搜索模式^[16]。Ko-Hsin Liang 和 Kuei-Ming Wang (2006) 也利用遗传算法来

寻找潜艇混合使用诱饵和噪声干扰器防御声自导鱼雷时的机动规避策略, 采用了 Armo (2000) 给定的经典策略模型^[17], 即诱饵和噪声干扰器使用策略都给定的情况, 然后主要用来考虑潜艇的规避机动策略。在其给定的模型中, 潜艇机动 3~4 次^[18]。

用遗传算法解决优化问题时, 我们需要考虑 3 个因素: 个体的表示、适应度函数和遗传操作。

- 个体编码方法。个体有几个决策变量组成, 可以是字符串、整数或实数。每个个体由其变量组成, 决定了不同的策略行为。这里, 我们将 7 个变量放在一起组成一个个体, 采用实数的形式。每个个体的变量随机产生, 所有的决策变量在其范围内随机选择。
- 适应度函数。对产生的每个个体, 用蒙特卡洛方法模拟计算相应的潜艇生存概率, 并将其作为遗传算法适应度函数值。
- 遗传操作。遗传操作采用选择操作、离散重组和高斯变异。

选择又称为再生。选择操作是建立在适应度评估基础上, 目的是把好的个体直接选择遗传到下一代或者通过配对交叉产生新的个体再遗传到下一代。这里采用适应度比例方法和最佳个体保存法。适应度比例方法又称赌轮法, 设群体大小为 n , 个体 i 的适应度为 f_i , 则 i 被选择的概率为 $P_{si} = f_i / \sum_{i=1}^n f_i$ 。最佳个体保存法把群体中适应度最高的个体不参与配对交叉而直接复制到下一代。

离散重组是常用的遗传操作。实现时每个新的个体决策变量由选定的两个父代个体中的一个随机决定。若父代个体为 (x_1, \dots, x_n) 和 (y_1, \dots, y_n) , 则生成新个体 (z_1, \dots, z_n) , 其中 $z_i = \{x_i\}$ 或 $\{y_i\}$, $\forall i \in \{1, \dots, n\}$, x_i 和 y_i 按等概率选取。与诱饵相关的决策变量中的转角时机相互依存, 不能简单地相互重组。为能使用重组操作, 可稍作改变。将诱饵的决策变量设计成初始发射方向、第 1 直航段的时间、1 次转角大小、第 2 直航段的时间、2 次转角等。这样, 就可以使用重组操作了。

高斯变异实现如下:

$$z_i = x_i + 0.1 \cdot (x_i^U - x_i^L) \cdot N(0,1)$$

其中 x_i^U 和 x_i^L 分别为变量 x_i 的上下限值, $i \in \{1, \dots, n\}$ 。 $N(0,1)$ 表示均值为 0, 均方差为 1 的一维高斯随机分布。数 0.1 可以认为是一固定步长。使用固定步长, 可以更加方便计算。

(3) 仿真计算与分析。

用遗传算法来优化时, 对每组输入变量求潜艇生存概率, 用蒙特卡洛的方法单独计算 500 次, 种群大小为 30。模拟的初始参数如下: 潜艇的初始速度 8 kn, 最大速度 20 kn, 规避角度 $-180^\circ \sim 180^\circ$ (假定潜艇向左旋回时的角度为正, 向右为负); 诱饵速度 15 kn, 初始发射方向范围取 $0^\circ \sim 120^\circ$, 转向角度取 $-90^\circ \sim 90^\circ$ 。对典型的几种态势进行仿真。

如果我们首先考虑近距离小舷角的情况。报警距离 3500 m, 报警舷角 60° 时, 使用遗传算法经过 50 次迭代计算, 得到优化后的决策变量参数如表 8-1, 其对抗过程如图 8-3 所示。

可见，用遗传算法来优化得到了诱饵的使用参数。此时，诱饵先向鱼雷报警方位航行，一段时间后转向，引诱鱼雷向侧向追踪而去，使其远离潜艇，为潜艇争取了宝贵的机动时间。潜艇的规避航向基本上与诱饵转向后的方向相反。

表 8-1 优化后的决策变量 ($D_0=3500\text{m}$, $Q_S=60^\circ$)

决 策 变 量	值	决 策 变 量	值
潜艇规避速度/kn	10.6	一次转角大小/ ($^\circ$)	-64.2
潜艇规避角度/ ($^\circ$)	71.3	第二段直航时间/s	50.8
诱饵初始发射方向与鱼雷方位线的夹角/ ($^\circ$)	1.5	二次转角大小/ ($^\circ$)	-20.3
第一段直航时间/s	13.7		

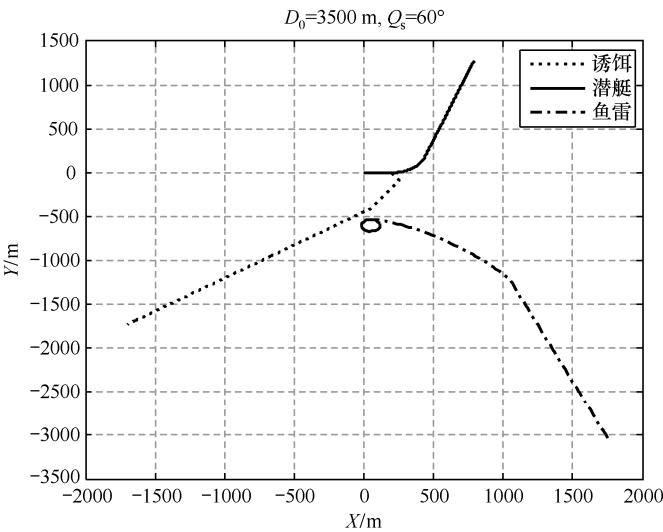


图 8-3 对抗鱼雷过程 ($D_0=3500\text{m}$, $Q_S=60^\circ$)

鱼雷从稍远距离中等舷角来袭时，如报警距离 4500 m，报警舷角 90° 情况下的优化结果如表 8-2 和图 8-4 所示。

此时，虽然诱饵也转向了两次，但诱饵前两段的直航时间很短，由图可以看出，诱饵几乎是向鱼雷报警方位稍偏一定角度直航而去。潜艇规避航向与诱饵的最终航向基本相反。

表 8-2 优化后的决策变量 ($D_0=4500\text{m}$, $Q_S=90^\circ$)

决 策 变 量	值	决 策 变 量	值
潜艇规避速度/kn	12.2	一次转角大小/ ($^\circ$)	-37.3
潜艇规避角度/ ($^\circ$)	72.6	第二段直航时间/s	0.7
诱饵初始发射方向与鱼雷方位线的夹角/ ($^\circ$)	34.0	二次转角大小/ ($^\circ$)	-11.7
第一段直航时间/s	3.5		

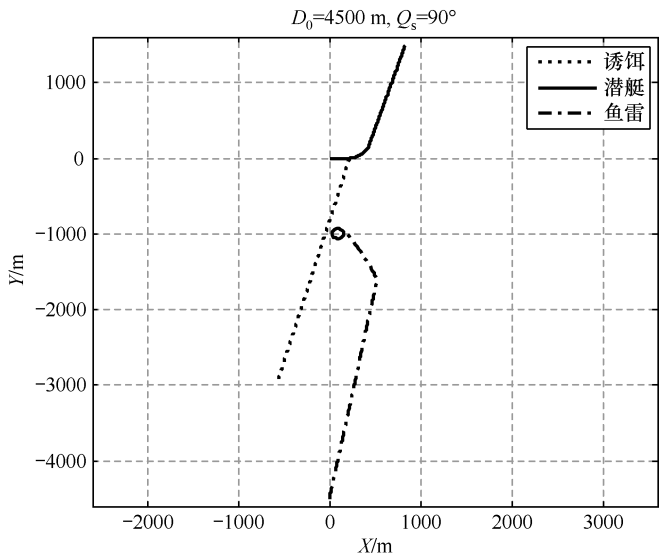


图 8-4 对抗鱼雷过程 ($D_0=4500\text{m}$, $Q_s=90^\circ$)

报警距离 4500 m，报警舷角 120° 时，经过 50 次迭代后，所有保存的最佳个体的适应度函数值都为 1，即所有的决策变量都能成功地防御来袭鱼雷。我们以其中一组参数为例，结果如表 8-3 和图 8-5 所示。

表 8-3 优化后的决策变量 ($D_0=4500\text{m}$, $Q_s=120^\circ$)

决 策 变 量	值	决 策 变 量	值
潜艇规避速度/kn	10.6	一次转角大小/($^\circ$)	-25.6
潜艇规避角度/($^\circ$)	51.6	第二段直航时间/s	64.7
诱饵初始发射方向与鱼雷方位线的夹角/($^\circ$)	25.0	二次转角大小/($^\circ$)	-30.5
第一段直航时间/s	13.0		

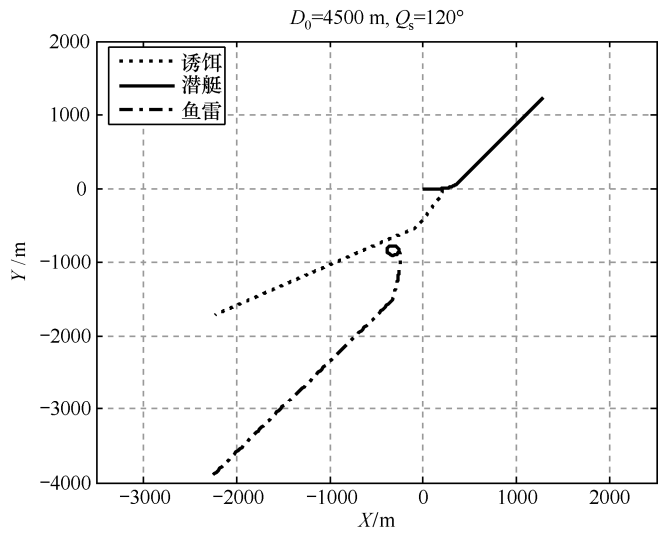


图 8-5 对抗鱼雷过程 ($D_0=4500\text{m}$, $Q_s=120^\circ$)

这时，跟前面的情形类似，诱饵也是先大概朝鱼雷方向航行一段时间，然后侧向转向。不同的是，此时诱饵最终转向前的直航时间较长。这是为了保证来袭鱼雷能够先发现诱饵，而此时鱼雷报警距离较远。

从图还可以看出，诱饵先向鱼雷报警方位直航，被鱼雷发现后，立即转向，可以使得诱饵和鱼雷之间的夹角变大，从而使鱼雷尾追诱饵的时间变长，等鱼雷识别出诱饵再搜索时，潜艇已经走出了鱼雷的搜索范围。

自航式声诱饵防御鱼雷的使用策略的设计是一个很复杂的问题，由于遗传算法具有很强的寻优和计算能力，所以可以将遗传算法和系统模拟相结合。结果表明，用遗传算法可以很方便地获得一组防御成功的解。

应用遗传算法使得优化问题的解决变得容易，其实现有 3 个关键：个体描述、适应度函数和遗传操作。这需要结合具体问题来考虑。其中，遗传操作对搜索效率影响很大，本文用到的选择、离散重组和高斯变异，在上述典型的态势下都能很好地找到一组防御成功的参数。

可以用遗传算法来优化诱饵机动多次的弹道参数，仿真结果证明了此方法的有效性。该方法为进一步研究在各种更复杂的情况下组合使用各种水声对抗器材进行潜艇综合防御提供了决策方法。

2. 防御线导鱼雷

在线导鱼雷的各个攻击阶段，控制鱼雷航行状态的主体是不同的：既可能是潜艇火控系统，也可能是鱼雷本身的自导系统，并在一定条件下实现交替转换。因此，在潜艇防御线导鱼雷行动中，既应考虑到线导鱼雷所处的攻击阶段以及所采取的导引方法，也应考虑到不同的制导主体及其相互转换的条件，权衡各种影响因素来确定对抗措施。

潜射线导+声自导鱼雷攻击潜艇时，一般采用线导+主动声自导的制导方式。潜艇的水声对抗器材主要有气幕弹、自航式声诱饵、噪声干扰器。因此，根据线导鱼雷的攻击特点，在鱼雷报警后、鱼雷自导开启前，应首先考虑使用气幕弹和低频噪声干扰器干扰、压制敌潜艇声呐的正常工作，降低其导引精度，使其无法正常进行导引。鱼雷主动自导开启后，则按对抗主动声自导鱼雷的方法，使用噪声干扰器和自航式声诱饵等水声对抗器材进行对抗。

3. 防御空投鱼雷

反潜航空兵主要通过空投鱼雷对潜艇进行攻击，鱼雷入水点一般离潜艇很近，对潜艇的威胁特别大。对空投鱼雷的防御主要考虑联合使用噪声干扰器和自航式声诱饵。

如果鱼雷报警不能提供距离信息，只提供方位，那么诱饵出管后，一般只能采用直航方式，诱饵将按设定的初始发射方向直线航行。如果诱饵只采用直航，既需要考虑进入鱼雷的自导搜索范围，也要兼顾拉大鱼雷和潜艇之间距离。这种情况下，决策变量主要是诱饵的初始发射方向和潜艇的规避角度。通过对典型态势进行仿真模拟计算，来分析不同决策变量下的防御效果，从而得出最优的防御策略。

当报警舷角为大、中舷角时，潜艇只使用噪声干扰器时能利用干扰器的干扰区域成功规避，而联合使用干扰器和声诱饵时，诱饵可能会诱骗鱼雷驶出干扰区域，鱼雷识别诱饵后同样能搜索到潜艇，诱饵的使用反而降低潜艇生存概率，在仿真实验中，也证实了这一点，当报警距离为 1200 m，报警舷角 120° 时，潜艇生存概率最高为 0.483，比使

用一枚干扰器时还要低，所以在联合使用的情况下，当报警舷角为大舷角时不再做具体分析。

在仿真实验中，报警距离为 1200 m，鱼雷位于潜艇左、右舷，报警舷角 30° 、 60° 和 90° ，第一枚干扰器发射方向与鱼雷来袭方位线夹角为 90° ，当潜艇转向规避结束后立即发射第二枚干扰器，发射方向为潜艇航向的反方向。仿真结果如图 8-6~图 8-7 所示。

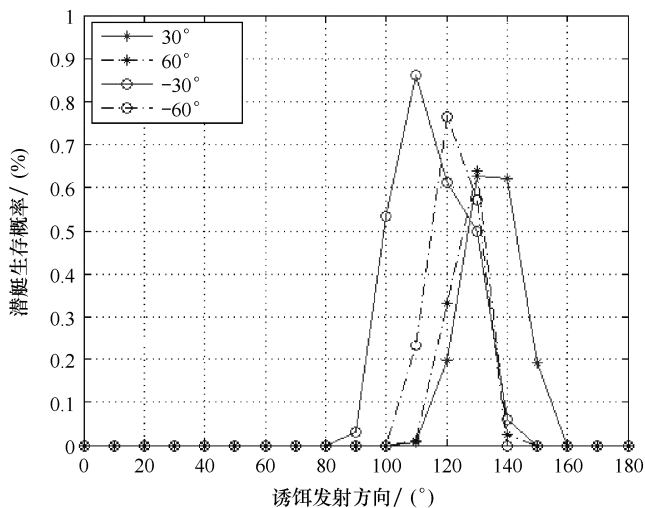


图 8-6 诱饵发射方向对潜艇生存概率的影响（报警距离 1200m）

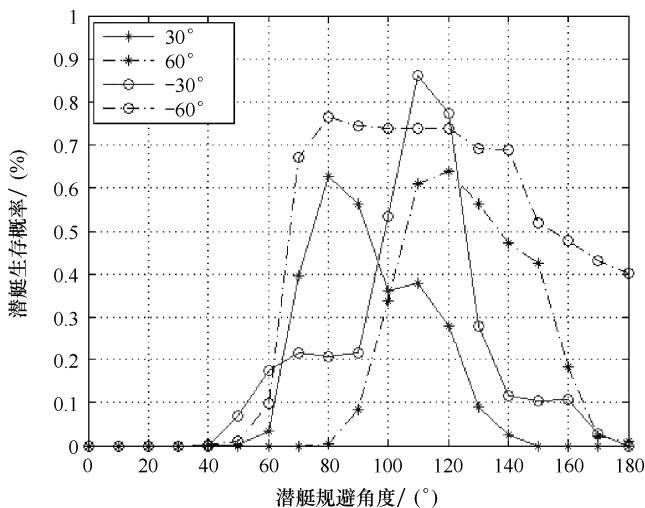


图 8-7 潜艇规避角度对潜艇生存概率的影响（报警距离 1200m）

由图可知，潜艇联合使用干扰器和自航式声诱饵能有效提高生存概率。

8.3.3 综合防御反潜平台

反潜平台主要有反潜水面舰艇、反潜潜艇和反潜航空兵。反潜水面舰艇包括航空母舰、巡洋舰、驱逐舰、护卫舰和猎潜舰（艇）等，反潜潜艇包括攻击性潜艇和多用途潜艇等，

反潜航空兵包括反潜直升机和固定翼反潜巡逻机。

水面舰艇是最早用于反潜的兵力，早在第一次世界大战初期，英国海军的水面舰艇就开始封锁德国海军潜艇基地或在己方交通线附近实施反潜巡逻。据美国海军分析中心研究报告提供的数字，第一次世界大战期间，各国共击沉潜艇 178 艘，其中，被水面舰艇击沉的占 45%，被水雷击沉的占 30%，被潜艇用鱼雷击沉的占 10%，被其他兵力、兵器击沉的占 15%。显然，水面舰艇是反潜的主力。

潜艇是最有效的反潜兵力。随着核动力潜艇的问世和各型潜艇隐蔽性、机动性、续航能力等的提高，外军一直普遍认为，潜艇是未来海战中最有效的反潜兵力。

反潜航空兵装备有较为完备的声和非声探测设备，以及多种作战武器。随着航空反潜技术日益增强，潜艇面临的非对称威胁越来越大。潜艇一旦被反潜飞机发现、跟踪，几乎很难脱身。

（1）防御反潜水面舰艇。

反潜水面舰艇具有搜潜设备齐全，攻潜武器多而全，舰、载机合同反潜能力强，综合作战能力强等特点，是反潜网络中占据重要地位的探潜、攻潜、通信和指挥控制节点。但同时也存在搜索速度有限，对潜射武器的防御能力低等劣势。

防御反潜水面舰艇时，主要包括：

- 规避敌反潜水面舰艇的搜索。应尽量避免进入敌声呐搜索范围，如进入后应设法尽快脱离，恢复隐蔽。在某些情况下，还可通过攻击和反击手段为摆脱敌水面舰艇搜索创造条件。具体方法有绕过敌反潜水面舰艇活动地域、驶出敌反潜水面舰艇搜索带、突破反潜水面舰艇搜索幕等。
- 摆脱反潜水面舰艇的跟踪和攻击。确定潜艇被发现跟踪后，应立即增速转向，将敌舰置于艇尾最大可听测舷角，潜至有利于隐蔽的深度，采用最大小噪声航速脱离。摆脱过程中，还应考虑充分利用水文条件并适时使用消耗性水声对抗装备，提高生存概率。必要时，应进行反击。

（2）防御反潜潜艇。

反潜潜艇通过阵地设伏和区域巡逻等方法，搜索、跟踪和攻击潜艇。由于潜艇和反潜潜艇所处的作战环境和使用的手段基本相同，加之相互遭遇的突然性很大，因此，对潜艇的防御行动提出了更高的要求。应保持行动隐蔽，有效利用战术水声环境，并正确实施水声对抗，增大防御成功的概率。

（3）潜艇对空防御。

潜艇在与反潜机的对抗中明显处于劣势，一旦被反潜飞机发现、跟踪，几乎很难脱身。潜艇防空导弹是潜艇主动防御空中目标的有效手段，将有效提高潜艇对抗空中目标的生存能力。

目前，各国海军正加强潜空导弹技术的研制，以提高自防御能力。这些潜空导弹系统主要有美国的“西埃姆”（SIAM）、法德联合研制的“独眼巨人”、德国和挪威研制的“海神”潜空导弹，以及 IDAS 互联交互式潜空导弹^[19]。

使用防空导弹对空主动防御时，首先对探测到的空中目标信息进行处理，对目标进行

识别和定位。然后进行威胁评估，防御决策，并计算防空导弹发射诸元。最后对防空导弹进行发射控制。发射防空导弹后，导弹先在水下航行一段距离，然后出水，搜索攻击目标。潜艇指挥员可通过光纤对导弹实施导引。同时，潜艇为可进行规避机动，进一步提高自身的生存能力。

8.4 综合防御效果评估

对于潜艇作战而言，只有潜艇在水声对抗器材的掩护下顺利摆脱鱼雷的攻击和跟踪，才认为达到了作战目的，同时对潜艇和对抗器材而言都有其自身的战术使用方案，不同的使用方案会产生大相径庭的效果，而且还要考虑潜艇后续对抗能力等问题。这里将从潜艇作战的角度对水声对抗的效果进行评估^[20]。

1. 评估指标的选取

在对综合防御的效果进行评估时，传统的评价方法大多只依靠潜艇生存概率一个指标来评价对抗方案。这样进行评估是合理的，因为潜艇对抗鱼雷的作战使命就是摆脱鱼雷攻击或者摧毁来袭鱼雷，并且只有两种可能“成功”或者“失败”。所以，反鱼雷水声对抗效果的最重要度量形式就是本艇生存概率。

考虑实际作战情况的不确定性，在对抗成功情况下，还应使得对抗时，鱼雷离潜艇的距离越远越好（安全距离）；在对抗可能失败情况下（潜艇生存概率<1 时），应使得鱼雷击中潜艇时间越长越好（被击中时间）。

此外，对常规潜艇而言，由于水下航行电量有限反鱼雷战术机动将消耗大量电能，平均耗电量的多少直接关系到潜艇后续作战能力。

综上所述，选取潜艇生存概率、最小安全距离、被击中时间、平均消耗电量作为水声对抗效果的评估指标。

2. 确定指标的权重

由于最小安全距离和被击中时间的局限性，把二者作为一组指标，作为二级指标。将潜艇生存概率、平均消耗电量作为一级指标，采用一级评分标准，即在两指标进行对比时，重要的指标得 1 分，不重要的指标不得分，自身比较得 1 分。计算一级指标的权值，如下表所示。

表 8-4 一级评分法确定权重

指 标	潜艇生存概率	平均消耗电量	其他指标	评分小计	权 重
潜艇生存概率	1	1	1	3	0.5
平均消耗电量	0	1	0	1	0.17
其他指标	0	1	1	2	0.33
小计	1	3	2	6	1.00

对于二级指标，由于最小安全距离和被击中时间的定义，容易确定二者的权重。设该

方案的潜艇生存成功概率为 P ，由于最小安全距离是对抗成功情况下的平均值，所以权重为 P ；而被击中时间是其他情况下的平均值，所以相应权重为 $1-P$ 。根据上述分析，得出每一个评价指标的权重，如表 8-5 所示。

表 8-5 每一个评价指标在整个指标体系中的权重

一级指标	一级指标权重	二级指标	二级指标权重	在整个指标体系中的权重
潜艇生存概率	0.5	—	—	0.5
平均消耗电量	0.17	—	—	0.17
其他	0.33	最小安全距离	P	$0.33 \times P$
		被击中时间	$1-P$	$0.33 \times (1-P)$

3. 确定单项指标的评价值

各单项指标在量纲、值域和评判标准等方面均不太相同，因此，需要进行标准化处理。这里采用模糊数学的基本原理，将所有评价值转换为同一评判标准、同一值域的无量纲指标，以保证指标的可加性。为了方便计算，标准化的值域均为 $[0, 1]$ 。

对于不同的指标，根据指标的物理意义以及实际应用的需要，采用不同的标准化模型。潜艇生存概率自身的值域为 $[0, 1]$ ，不需要转化。平均消耗电量按 0 到最大耗电量映射到 $[0, 1]$ 即可。最小安全距离需要大于鱼雷的自导作用距离，才能保证足够安全，因此，其标准化模型如下图所示。图中， D_{\min} 为设置值，即保证水下平台的临界安全距离， R 为来袭鱼雷的最大自导作用距离。

在实际对抗中，被击中时间不应小于来袭鱼雷击中潜艇的理论时间，即假设潜艇不机动，鱼雷击中潜艇的时间。得出被击中时间的标准化模型如图所示。图中， T_{\min} 为鱼雷击中潜艇的理论时间， T_{\max} 为仿真过程中出现的最大被击中时间。

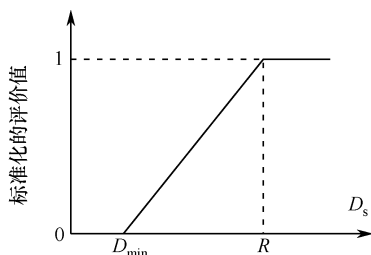


图 8-8 最小安全距离的标准化模型

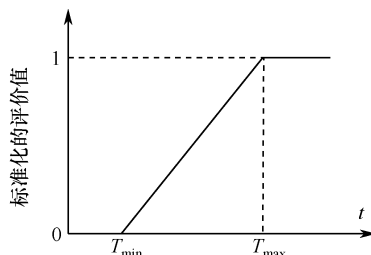


图 8-9 被击中时间的标准化模型

完成上述过程，即可求出综合评价值，进行方案排序，完成综合评价。设潜艇生存概率的权值为 $\bar{\omega}_p$ ，评价值为 E_p ；平均耗电量的权值为 $\bar{\omega}_E$ ，评价值为 E_E ；最小安全距离的权值为 $\bar{\omega}_{Ds}$ ，评价值为 E_{Ds} ；被击中时间的权值为 $\bar{\omega}_{Time}$ ，评价值为 E_{Time} ，考虑到平均消耗电量越小越好，确定综合评价值为

$$W = \bar{\omega}_p \cdot E_p + \bar{\omega}_E \cdot (1 - E_E) + \bar{\omega}_{Ds} \cdot E_{Ds} + \bar{\omega}_{Time} \cdot E_{Time}$$

按 W 由大到小的顺序对方案排序，即完成了对各方水声对抗效果的定量综合评价。

4. 评估实例

以对抗声自导鱼雷为例，鱼雷报警距离较近（3~4 km），鱼雷报警舷角 30°。潜艇使用声诱饵和噪声干扰器等水声对抗器材进行对抗，鱼雷报警后，即发射一枚噪声干扰器和一枚声诱饵，同时，潜艇转向规避。现有 3 种典型方案，如下表所示。计算评估指标值时，若某次仿真潜艇被鱼雷击中，则设定最小安全距离为 0，若没有被鱼雷击中，则设定被击中时间为最大仿真时间。表中的各指标值是将大量仿真统计的平均值，通过标准化处理后得到的。下面对各方案的对抗效果进行评估。

表 8-6 水声对抗效果评估结果

序号	诱饵发射角度	规避角度	潜艇生存概率	平均消耗电量	最小安全距离	被击中时间	评估结果
1	-60°	180°	0.96	0.95	0.83	0.92	0.7636
2	80°	-110°	0.96	0.92	0.47	0.85	0.6537
3	0°	160°	0.54	0.76	0.33	0.69	0.4743

由评估结果可知，方案 1 的效果最好，因此，在此情况下应选择方案 1 进行对抗。

8.5 小结

水面舰艇、潜艇、飞机等反潜平台，以其发射的各类鱼雷对潜艇造成极大威胁。潜艇可对各传感器探测信息综合处理、综合使用软硬对抗武器进行综合防御。通过利用反潜平台实施攻击前的各种行为征兆，进行反潜平台威胁行为的早期预警，为潜艇综合防御提供充裕反应时间，提高对威胁目标的快速反应能力。发现来袭鱼雷时，对其进行综合识别与定位，为制定防御方案提供决策依据。防御反潜平台时，应考虑充分利用水文条件，并适时使用性水声对抗装备，提高生存概率，必要时，应进行反击。评估综合防御效果时，首先需要选取合适的评估指标，并确定各指标的权重，最后通过仿真等方法确定各单项指标的评价值，并进行综合评估。

参考文献

[1] 陆达人. 水声对抗鱼雷防御技术综述[J]. 水声对抗, 1996, 3.
 [2] Torpedo Defense—An Overview. NAVAL FORCE. 99.4: 70-75.
 [3] Angela Sherman, Steve Howick. 鱼雷威胁及鱼雷防御——机会是什么? 陈耀娟 译. 2003(5).
 [4] 黄海明, 攸 阳, 李耀波. 浅谈潜艇水声对抗[J]. 水雷战与舰船防护, 2004.4.
 [5] 陆达人. 国外潜用水声对抗装备及其发展趋势[C]. 水声对抗技术资料文集. 第七二六研究所, 2000.12.
 [6] 赵莲芳. 水面舰艇和潜艇反鱼雷防御系统和技术[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术 2001.2.
 [7] Jane's Underwater Warfare System 2006-2007.
 [8] 阎福旺. 水声对抗技术[M]. 北京: 海洋出版社, 2003.
 [9] 陈春玉, 张静远, 王明渊等. 反鱼雷技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
 [10] 孟庆玉, 张静远, 宋保维. 鱼雷作战效能分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

- [11] 于昌荣, 苗艳. 遗传算法在潜艇防御鱼雷中的应用[C]. 海战场电子信息技术学术论文集, 2011.9.
- [12] 刘保果, 赵祚德. 对舰艇加速规避自导鱼雷策略的思考[J]. 舰船论证参考, 2003.4.
- [13] 孟庆玉, 张静远, 宋保维. 鱼雷作战效能分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [14] 马国强, 刘朝晖, 徐德民. 潜艇对抗自导鱼雷的试验航路优化模型研究[J]. 鱼雷技术, 2004, 12(4): 43-46.
- [15] Kierstead, D., D. Delbalzo. A genetic algorithm applied to planning search paths in complicated environments. Military Operations Research 2003, 8(2): 45-59.
- [16] Liang, K.H., C.S. Newton. Evolutionary algorithms for design optimization of anti-submarine search problem. In The 5th International Conference on Simulated Evolution And Learning (SEAL04), CD-ROM Proceedings. Busan, Korea, 2004.
- [17] Armo, K.R. The relationship between a submarine's maximum speed and its evasive capability [D]. Master's Thesis, Operations Research Department, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, 2000.
- [18] Ko-Hsin Liang ,Kuei-Ming Wan. Using Simulation and Evolutionary Algorithms to Evaluate the Design of Mix Strategies of Decoy and Jammers in Anti-Torpedo Tactics[C]. Proceedings of the 2006 Winter Simulation Conference.
- [19] 倪火才. 潜对空导弹及其水下发射技术的发展[J]. 舰载武器, 2000(3).
- [20] 肖碧琴, 于昌荣. 作战方案评估技术探讨[C]. 第二届海军指挥信息系统技术交流会, 2012.

远程水中兵器指挥控制

9.1 概述

进入 20 世纪以后，海上力量的发展已经被越来越多的国家所重视。随着战争形态向信息化形态的转变，远程智能水中兵器逐渐在战场上崭露头角。远程智能水中兵器具有远航程、自主智能、机动灵活、隐蔽性强及无人员伤亡等优势，可根据不同任务配置不同的任务载荷，能够自主执行或与有人平台协同完成多种军事任务，能够替代有人平台进入敏感海域或重要海域开展侦察、监视以及情报收集任务，还可执行水雷探测和清除、时敏打击、信息对抗及其他特种作战任务，弥补现有潜艇装备的不足，拓展潜艇的感知范围和作战能力。随着远程智能武器技术在军民两用领域的日趋发展和需求，智能兵器的任务使命及指挥控制等关键技术已经成为研究热点。

9.2 远程水中兵器作战使命任务分析

随着远程智能水中兵器智能化水平的提高和海战场作战环境的日益复杂，使得其作战任务类型越来越多样化，并引起了众多关注^[1-8]。相较于水下潜艇和水面舰艇，远程智能水中兵器体型小，航速低，续航力强，隐蔽性高，且造价低廉，其任务可根据配置的有效载荷的种类进行设置，既可配置高能炸药充当水下攻击性武器，也可配装声呐等探测装备充当水下微探测节点执行情报搜集、侦察等任务，主要包括情报侦察与监视、反水雷、反潜、驻留传感器或传感器阵列的布放、时敏打击、信息战、通信中继、任务规划等。

9.2.1 情报侦察及监视

历次海战证明，情报侦察及监视对海军作战非常重要，并可同时带动其他作战能力的提升，如反潜战和反水雷战等。情报侦察及监视主要包括收集与传输多种类型的数据、收集各类情报、海洋及地形测绘、目标的探测及定位等。远程智能水中兵器可以到达传统作战平台所不能到达的水域，因其具有远航程，可在远离海岸的海域进行侦察监视，又因其具有隐蔽性，可抵近侦察监视，所以最适合进行侦察监视任务的执行。远程智能水中兵器可执行的情报侦察与监视任务主要包括：

- 持续的战术情报收集，包括战场环境、战场信号、电子信息侦察等；
- 危险物品的探测与定位，包括化学、生物、原子能、放射性及爆炸物等；
- 战场及特殊海域的测绘、作战目标的探测与定位；
- 抵近侦察及港口监视；
- 监视传感器及传感器阵列的部署等。

情报侦察及监视信息流如图 9-1 所示。

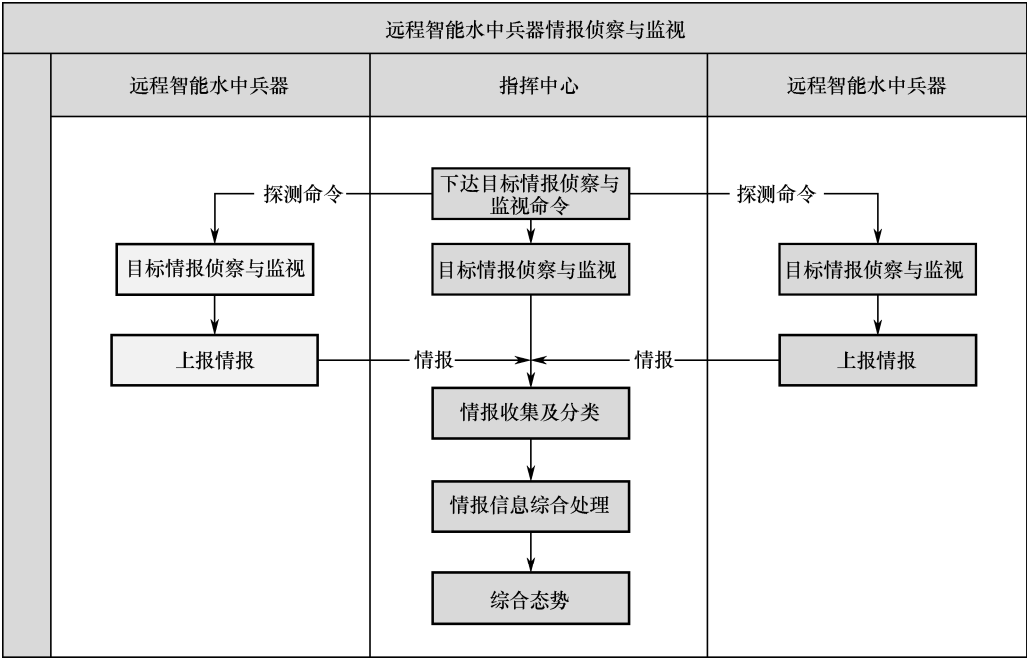


图 9-1 情报侦察及监视信息流示意图

9.2.2 反水雷

反水雷作战中，在大面积的水下布雷区，可有效地完成扫雷和猎雷任务，维持海面和海下交通线的畅通，为已方潜艇或水面舰艇提供安全航道。水雷的使用范围较广，可从碎浪带、极浅水域到浅水、深水水域。与传统的反水雷战相比，海军现行的反水雷战不用近海作战，不容易暴露行动意图。像秘密作战一样，可根据经验来达到战场欺骗的目的。

此外，远程智能水中兵器其他的任务领域也可以有助于反水雷作战，如情报侦察及监视可对雷区情报进行侦察，可完成雷区水文条件、水雷的存在与否、雷与布雷舰的定位等数据，从而可以判定雷场的区域以及变化等。

其中一个典型的军事应用是 2003 年的“伊拉克自由”^[9]反水雷行动。在此次军事行动中，美国海军特种作战第一扫雷队利用多个小型智能水中兵器仅用 16 个小时就完成原本需要连续潜水 21 天的水下清理任务，搜索水域面积达 250 万平方米，成功地减少了战术时间，并最大限度地降低了布雷区对人的威胁，减少了人员伤亡。反水雷战信息流如图 9-2 所示。

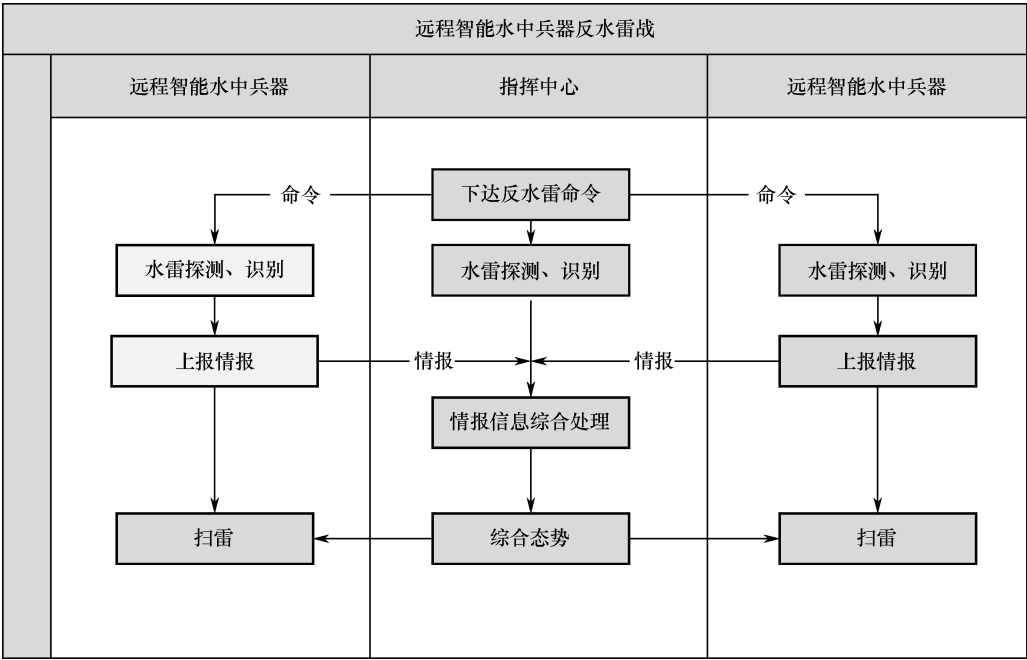


图 9-2 反水雷战信息流示意图

9.2.3 反潜

在反潜战中，远程智能水中兵器可以工作在危险的最前沿，用于执行反潜战的主要目的是在没有武器交战的情况下完成反潜任务，未来可用于已知交战规则，且不扩大冲突情况下的反潜。具体任务包括^[2]：

风险控制：监控所有的出港或者是经过关键通道的潜艇。假设已经了解敌方潜艇的母港和其战备等级等情况，但不了解潜艇的出航日期和出航次数，也不掌握敌潜艇从母港到下潜点的航行路线、下潜点的具体位置。由于敌方在该区域可能掌握有制空权，母舰（艇）必须在远离敌方下潜点的地方布放远程智能水中兵器。因此，大多情况下，远程智能水中兵器必须在敌方潜艇离开港口之前航行至搜索区域。远程智能水中兵器可根据已知的关键通道口和敌方活动模式和规律，在小型远程智能水中兵器或其他装备的辅助下进行阻拦式巡逻，并持续若干天。

海上保护：作战区域已经确定，将远程智能水中兵器预置在打击群前方，用于搜索作战区域是否存在敌方潜艇威胁。或在指定的海域，搜索、跟踪和攻击通过该海域的敌潜艇，在要求高概率拦截敌潜艇时或在狭窄海域使用，如阻止敌潜艇接近己方重要海上编队，或发现敌潜艇后引导己方其他兵力反潜。远程智能水中兵器可以做水下侦察通信网络的节点，也可以作为猎杀敌方潜艇的诱饵，让己方的潜艇等大型攻击武器处在后方以增加隐蔽性。

安全通道：为航母打击群或远征打击群清理出一条安全航线，使其不受敌方潜艇的威胁。美海军研究局认为，敌方潜艇可能使用尾流自导鱼雷远程攻击通过海上通道的高价值目标。利用远程智能水中兵器清理出“安全通道”，可使海军舰艇编队保持在敌方鱼雷的最大射程以外，从而保护高价值目标不受敌方潜艇攻击。反潜信息流如图 9-3 所示。

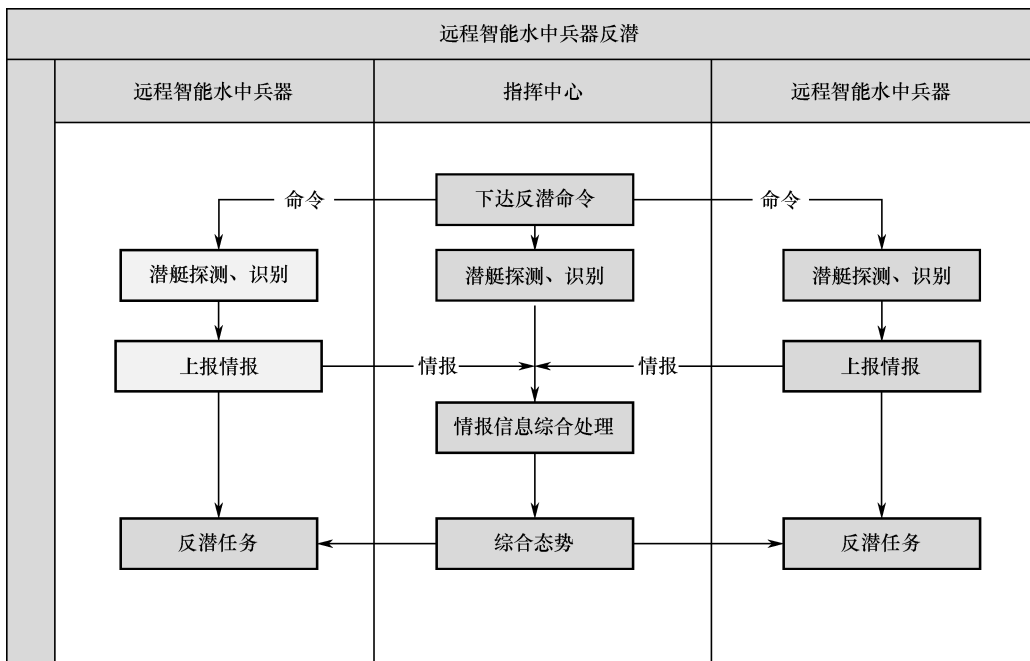


图 9-3 反潜信息流示意图

执行该任务时对远程智能水中兵器的要求：反潜战任务要求远程智能水中兵器在传感器和处理器受限条件下可以自主探测，并对威胁潜艇进行分类。海上保护和安全通道作战概念则对远程智能水中兵器的推进系统提出了要求。此外，与上述作战概念直接相关的续航力，航速，排水量需求导致了具体的动力和能源要求与当前现状不匹配。

9.2.4 时敏打击

潜艇需要具备在非常精确的时间内打击时间敏感目标的能力。远程智能水中兵器能辅助执行这类任务，如秘密运送武器或远程发射武器。由于远程智能水中兵器具有隐蔽、远离海岸、能够进行较长时间作业等特点，因此成为可用于执行时间敏感目标打击任务的有效武器平台或武器储存工具。从远程智能水中兵器上或前置武器舱上发射武器，可使发射点更接近目标，减少了燃料重量及快速反应时间。它也使潜艇不致因为攻击而暴露位置。

远程智能水中兵器可以作为这种未来主要攻击方式的载体，远程智能水中兵器具有安静、投送距离远和作战时间长等特点，它可以作为实施时敏打击任务的有效武器平台和预设潜伏式武器节点的运载器。远程智能水中兵器能够用几种不同的作战概念来提供时间敏感目标打击能力。第一种想定是从远程智能水中兵器中发射导弹/远程智能水中兵器。在这一想定中，远程智能水中兵器从潜艇上发射，航行到预定的发射点，在发射点抛锚待命，等待发射指令。接到发射指令后，远程智能水中兵器可选择：

- 像潜艇一样在水下发射导弹/远程智能水中兵器；
- 上浮到水面发射导弹/远程智能水中兵器；
- 发射能自主浮到水面发射导弹/远程智能水中兵器的发射舱。

所有导弹/远程智能水中兵器发射后，远程智能水中兵器航行到回收点，重新补给和装填。

第二种想定是远程智能水中兵器上浮到水面发射导弹/远程智能水中兵器，这就消除了水下发射和通信的复杂性。远程智能水中兵器在发射区域抛锚等待发射命令，天线伸出水面。接到信号后，远程智能水中兵器升起更高带宽的天线接受新的目标信息。接到指令后，水下无人航行器在远程操作者的控制下浮出水面发射导弹/远程智能水中兵器。

第三种想定是将远程智能水中兵器作为导弹/远程智能水中兵器等可部署载荷的运输工具。远程智能水中兵器携带武器舱从战场外各种平台发射，航行到预先确定的武器舱部署地区，武器舱停留在海底或漂浮在水面等待发射导弹命令，远程智能水中兵器则返回主平台运送下一个武器舱模块。这一想定中将作战任务赋予可部署武器舱，远程智能水中兵器仅仅是运输工具。时敏打击信息流如图 9-4 所示。

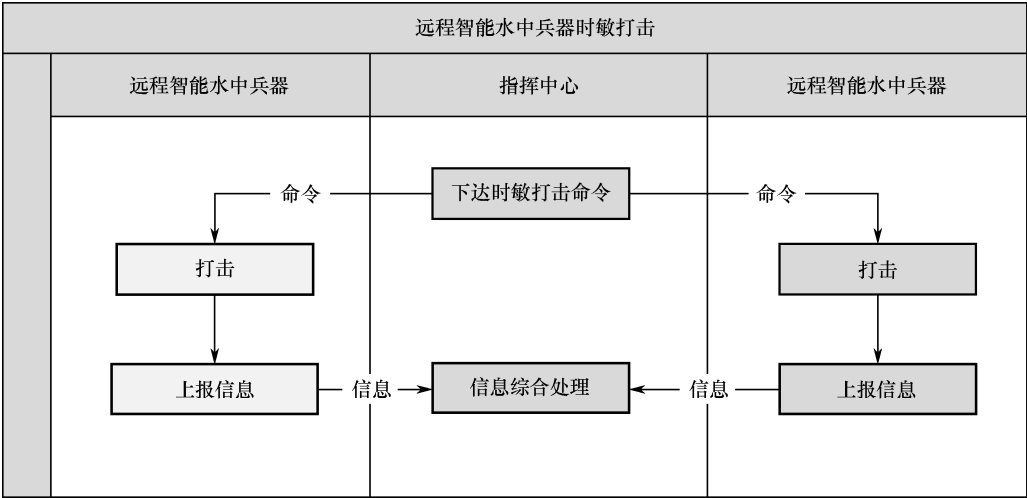


图 9-4 时敏打击信息流示意图

9.2.5 信息战

远程智能水中兵器具备在浅水水域和对有人平台太过危险的地区进行秘密作战的能力，因此非常适于执行不能由其他平台完成的信息战任务。最适于承担两种信息和角色：一是作为堵塞敌人信息通道或向敌方通信计算机网络输入虚假数据的平台；二是作为潜艇诱饵。信息战系统的建造和部署没有重大障碍，潜艇标靶和诱饵都能够执行目前的潜艇诱饵任务，提高它们的航程和自主性，就能够提高它们的作战效能，干扰任务也是如此。

把远程智能水中兵器当作潜艇诱饵。潜艇诱饵可对当时的战术态势做出反应，能规避或逐渐降低声信号强度，使反潜兵力丢失目标，休眠一段时间后，又重新开始诱骗。诱饵可大量消耗敌方反潜力量，疲惫敌方反潜兵力，诱使敌人改变原有计划，掩护己方潜艇突破。信息战信息流如图 9-5 所示。

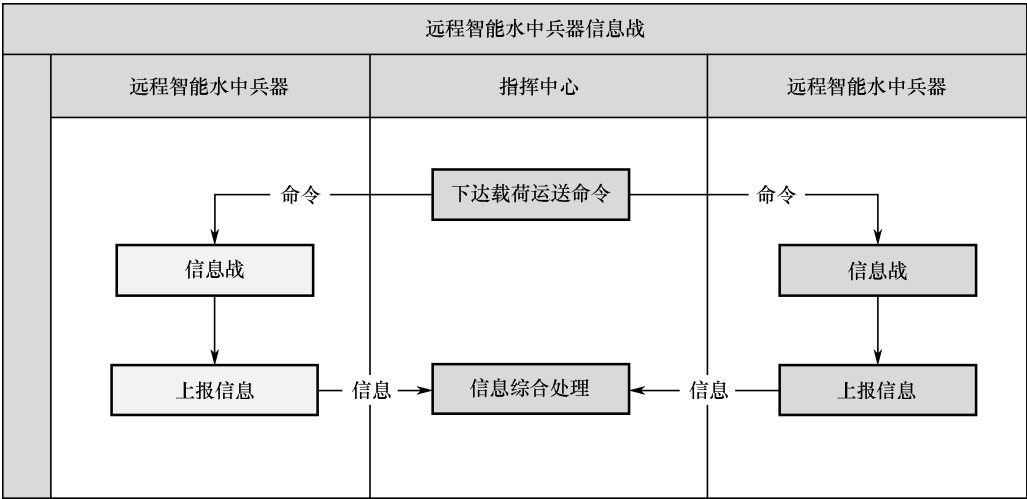


图 9-5 信息战信息流示意图

9.2.6 其他使命任务

通信中继任务：远程智能水中兵器可作为不同平台的关键通信中继节点，可完成水下、水面、岸上、太空等平台设备信息的收发及传递，可以作为紧急时刻不同平台之间通信和导航的纽带。

载荷投送任务：利用远程智能水中兵器替代有人平台，布放各种监视传感器或传感器阵列，投送水雷等武器已得到成功应用，将极大提高任务成功率，并减少人员伤亡。

9.3 任务规划技术

对海远程打击是远程智能水中兵器的一种重要作战模式，远程智能水中兵器在敌舰艇编队的活动区域隐蔽待机或进行远距离突防，形成对敌舰艇编队的有效威慑和精确打击，延缓敌展开进攻作战的时间，扰乱其作战行动。或在舰艇突破岛链时，在离岛链较远距离的安全区域，发射远程智能水中兵器，打击封锁舰艇的敌反潜力量，开辟前进通道。

9.3.1 打击目标选择

打击目标的选择，是指在上级任务要求的前提下，选择某一个海上航母编队或某一个编队中的某一（几）艘舰船目标实施打击。应在可能进行打击的多个目标中，对其生命力、机动性能、反潜能力以及在编队队形中所处位置分别进行比较，结合我方的任务、远程智能水中兵器性能、昼夜时间以及打击海域的气象、水文、地理等条件综合考虑。

（1）符合上级任务要求。

选择打击目标必须首先符合上级的任务要求。不同的任务要求，选择的打击目标也不同，例如当任务要求是消灭或削弱敌海上战斗力量，夺取制海权时，应选择对我威胁较大的敌战斗舰艇。当任务要求是歼灭或削弱敌海上运输力量，以消灭敌登陆兵力、摧毁其装

载的武器装备及作战物资时,应选择敌运输船或登陆舰。当任务要求是压制敌舰艇、保障我海军其他兵力的行动时,应选择对被保障兵力威胁最大的敌火力警戒舰,雷达警戒舰等舰船作为打击目标。选择打击目标时,要从全局利益出发,选择既能完成任务,又能对整个战斗产生较大影响的目标。

(2) 符合远程智能水中兵器性能和战斗能力。

选择远程智能水中兵器作战性能和战斗能力的目标,也就是要根据远程智能水中兵器实际作战能力确定打击目标,做到量力而行,既保证有一定的完成任务的概率,又不致浪费兵力。例如当目标周围具有大量护卫舰时,还应考虑其对远程智能水中兵器跟踪和打击能力的影响,如果目标的反鱼雷能力超过远程智能水中兵器的打击要求,应考虑改变攻击目标或使用其他武器。

战斗能力应包括打击兵力的打击能力和保障兵力的保障能力。现代条件下,打击兵力的突防离不开保障兵力的各种保障,保障兵力是打击兵力打击效果的倍增器,保障兵力对打击兵力能否完成任务有着很大的影响,因此,在考虑战斗能力时,除了打击兵力的战斗能力外,还要充分考虑保障兵力的战斗能力。

(3) 选择便于远程智能水中兵器之间协同行动的目标。

对海打击战斗任务,强调的是打击行动的整体威力,要发挥参战兵力的整体威力,远程智能水中兵器之间的协同尤其重要。选择目标时要有利于打击兵力的行动,为此,选择打击目标时,一定要考虑各雷能否迅速发现、是否便于保障兵力的保障。特别当使用远程智能水中兵器进行打击时,识别和捕捉目标舰的困难较大,只有目标舰便于发现和识别,才能保证各雷能够集中对选定的目标舰进行打击。所以,一般情况应选择舰船编队内,位置较为突出、形状较为明显、便于远程智能水中兵器识别和攻击的目标。

(4) 选择预备打击目标。

由于战场情况瞬息万变,难以预料,目标的情况和气象情况都可能发生很大变化,因此,为应付情况变化,在选择打击目标时,还要选择预备打击目标,以备主要打击目标因故不能打击或预定目标已被击沉时,能够转移目标进行打击。

9.3.2 打击时间和海域选择

应综合考虑远程智能水中兵器的作战能力以及敌舰艇反潜或反鱼雷能力,满足其作战使用要求。对于海上舰船来说,打击时间和打击海域是联系在一起的,确定了打击海域,也就确定了打击时间段。

(1) 确定打击时间和打击海域的基本要求。

- 符合上级作战意图和规定;
- 符合远程智能水中兵器武器系统作战的使用要求;
- 有利于提高打击效果的海域;
- 便于组织指挥。

实际运用上述各项要求时,应综合考虑,分清主次。根据上述要求确定的打击海域通常是一个较大的范围,由于目标的运动趋势难以准确掌握,加上情报信息对目标的误差,所以在一般情况下,可判断几条敌舰航线或可能的航线范围。若各最早与最迟打击点相差

很远，则应准备几个方案来组织战斗。

(2) 确定打击时间、打击海域的方法步骤。

明确上级的作战意图和有关规定、要求，明确完成任务的时限。

认真分析敌舰船编队的行动企图和可能采用的航向、航速，画出其可能的航线或范围。分析目标对水下防御情况，计算目标可能的打击范围，判明敌可能使用什么防御武器以及武器的性能。

9.3.3 打击方案流程

应根据作战任务要求，对战场态势进行综合分析和预测，并依据已有水声环境数据、作战规则条例、作战经验规则等知识以及战略战术模型等，采用人工智能、实时作战仿真推演和作战效能预估等技术，规划出可行的任务序列，生成多种作战方案，并优选出合理可行有效的全过程作战方案，为潜艇、UUV 协同作战提供支持。对海打击任务规划流程如图 9-6 所示。

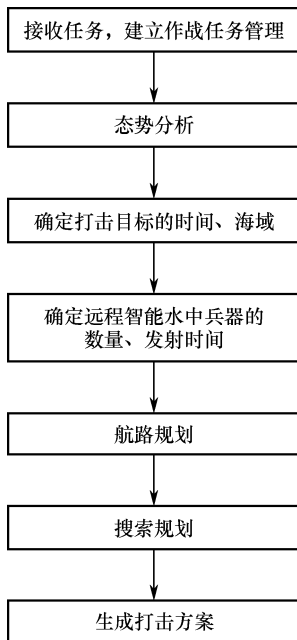


图 9-6 对海打击任务规划流程

9.4 远程水中兵器航路规划

航路规划一般是根据各种特定的约束条件和规划空间，寻找从起点到目标点最优或次优解。航路规划系统作为必不可少的支持工具是提高其系统实际作战效能的关键技术之一，因而备受世界各国的重视，

远程智能水中兵器编队可以自主完成水下搜索和侦查任务，进行反水雷作战，可以根据战术需要，进行远程布防，作为自主作战平台，具有智能性、长期性、隐蔽性等优点。

远程智能水中兵器还能胜任潜艇的防御作战，可以作为欺骗目标，掩护载人潜艇的行动，特别是远程智能水中兵器编队的远程布防，可谓御敌于千里之外。

9.4.1 基于图形的航路规划方法

在基于图形的航路规划方法中，首先根据一定的规则将自由的 C 空间（Configuration Space）表示成一个由一维线段构成的网络图，然后采用某一搜索算法在该网络图上进行航迹搜索。这样，航路规划问题被转化为一个网络图搜索问题。主要的方法有 Voronoi 图法和 PRM（随机路标）法。如果运动物体要求与障碍（或威胁）的距离越远越好，可以采用 Voronoi 图方法。Voronoi 图由与两个或多个障碍（或威胁）的给定特征元素距离相等的点的集合构成。随机路标图法是近年发展起来的一种针对多自由度问题航路规划方法。该方法通过在规划空间中随机进行采样生成路标图，然后在该路标图中搜索路径。然而，如果规划环境一旦发生变化，随机路标图并不能通过局部更新以适应新的环境，因此，该算法一般适用于预先规划，而不适于在线实时应用。

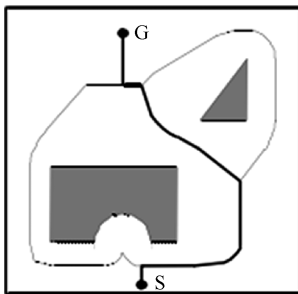


图 9-7 Voronoi 图法

由于智能水中兵器尤其是远程的往往使用综合导航方式^[10]，这些综合导航方式（如地形匹配、景象匹配）往往依赖于具体的地理环境，而且智能水中兵器在上浮、下潜、拐弯等机动性能方面对航迹有着特殊的要求，用网络图抽象表达规划空间的方法在智能水中兵器的远程航路规划中适用性不强。

9.4.2 基于栅格建模的航路规划方法

基于栅格的规划方法首先将自由空间分解成为一些简单栅格单元，并判断这些栅格单元之间存在的可行路径。为了寻找从起始点到目标点之间的路径，首先找到包含起始点和目标点的栅格单元，然后寻找一系列连通的栅格单元将起始栅格单元和目标栅格单元连接起来即可。栅格单元的分解过程可以是对象依赖的，也可以是对象独立的。基于栅格的航路规划方法主要有动态规划法和稀疏 A*规划法。动态规划法的基本思想是将一个多步最优决策问题简化成多个一步最优决策问题，在单航迹的规划中，动态规划方法已经暴露出了对于大范围的搜索容易出现组合爆炸问题的缺点，如果应用在远程智能水中兵器群的多航迹规划中，动态规划方法的计算时间显然超出了实际应用的限度。三维稀疏 A*规划算法直接在三维空间中进行航迹搜索。该方法通过把约束条件结合到搜索算法中去，有效地剪除搜索空间，提高了搜索效率，从而使三维规划能够用于实时航迹规划。该方法充分利用地

形的高程信息，可有效地进行地形回避和威胁回避。

9.4.3 基于仿生学的智能航路规划方法

基于仿生学的航路规划方法是将航路规划问题转化后借助于物理学或生物学上的概念进行求解。主要有人工势场法、神经网络法、模拟退火算法、蚁群算法和遗传算法等。

人工势场法是由 Khatib 等提出的一种建立虚拟势能场的方法。其基本思想是将远程智能水中兵器在环境中的运动视为一种在虚拟的人工受力场的运动。障碍物对远程智能水中兵器产生斥力，目标点产生引力，利用引力和斥力的合力联合控制远程智能水中兵器的运动方向，确定远程智能水中兵器的有效航路。

人工神经网络^[11]是在人脑结构模型启示下建立起来的一种计算方法，具有并行处理和容错等特点，神经网络应用并列连接网络结构，通过不断调整神经网络中的各种权系数，使得整个路径的长度尽量短，使网络在达到稳定时能量最小，同时又尽可能的原理障碍物，这种特殊的非线性动态结构很适合解决各种优化问题。

模拟退火算法是一种随机搜索算法，基于蒙特卡罗（Monte Carlo）迭代求解法。该算法模拟固体物质的退火过程，依据 Metropolis 准则接受新解，并按一定的概率接受恶化解，因而可获得全局最优解。

蚁群算法是模仿蚂蚁活动的新的仿生类算法，作为一种随机优化方法，最开始是用来解决旅行商问题，它吸收了蚂蚁的行为特性，在一定时间内，经过蚂蚁越多的路径，越容易被后到者选中，这个过程一直持续到所有的蚂蚁都走路径最短的路径。通过其内在的搜索机制，在一系列的困难组合优化问题求解中取得了成效。同样，蚁群算法也不受搜索空间限制性假设的约束，可以不必要求诸如连续性、导数存在和单峰等假设，但是存在利用随机选择策略，优化速度较慢，容易出现停滞现象。

遗传算法^[12]是一种效仿生物遗传和进化解现代费线性优化问题的一种重要方法，突出特点是包含了与生物遗传进化很相近的步骤，根据“生存竞争、优胜劣汰”的自然法则，通过对当前群体施加选择、复制、杂交、变异等操作，产生新一代的群体，使所要解决的问题从初始解一步步逼近最优解，但由于常规遗传算法本身存在如早熟收敛和收敛速度较慢等缺陷，不能确保获得全局最优的航路。

9.5 基于多平台探测的信息综合处理技术

为使远程智能水中兵器充分适应海洋环境，在远程智能水中兵器的探测、航路规划、使用武器打击过程中应对海战场环境进行估计，同时兼顾远程智能水中兵器自主作战特性，发展具有环境自适应能力的水声信号处理方法，包括多目标自动航迹起始算法、利用特征信息的长时航迹维持跟踪技术等，提高远程智能水中兵器的目标探测跟踪能力。

潜艇与远程智能水中兵器协同作战蕴含有典型的多平台多传感器信息融合处理问题，其多源信息融合与目标识别技术主要包括远程智能水中兵器自身多传感器信息融合与识别、多个远程智能水中兵器协同探测信息融合与识别、潜艇与远程智能水中兵器协同探测信息的融合与识别等。在远程智能水中兵器探测信息支持下，融合系统模型中底层的

状态估计以及高层的态势分析等性能都会得到一定的改善,从而有利于潜艇指挥员进行指挥决策。

当用于对水面舰艇或潜艇等运动目标的跟踪和打击时,需要研究基于远程智能水中兵器搭载的中、小孔径被动声呐等专用传感器的时空一致、数据关联、数据融合、目标综合识别等技术,解决传感器探测误差大、起始航迹质量不高、两舷目标交接等情况下的融合问题,以及基于中、高频带目标噪声信号的水下目标综合识别问题。尤其是采用身份特征辅助的关联技术有望较好解决多平台纯方位关联难题。另外,可通过声与非声传感器异类信息的融合与识别技术,提高对目标的持续跟踪和识别性能。当用于水雷等固定目标的水下搜索和勘测时,需针对多型主动声呐的声学图像和光学图像进行图像融合处理和综合判断,从而提高目标定位精度和目标识别效果。与其他成像系统(视频和激光)相比,声学图像的分辨率较低、图像质量较差,对目标的检测和判断难度更大。选择合适的融合与综合识别层次,兼顾图像处理的实时性和处理性能,以提高目标识别等处理效果。

智能水中兵器探测的目标一般包括:敌方布设的海底声呐阵列、水雷、声呐浮标、敌潜艇、敌水面舰艇等。其中,海底声呐阵列、水雷以及声呐浮标都可以认为是固定不动的,而敌潜艇和水面舰艇则可认为是运动的。根据探测目标性质的不同,可将远程智能水中兵器的探测分为探测固定目标与探测运动目标,其中区别在于:一是远程智能水中兵器使用的探测设备不同,二是远程智能水中兵器的数量要求不同。在探测装备方面,远程智能水中兵器探测固定目标时,由于固定目标(如声呐阵列、水雷)都不向外发射物理场,因此,远程智能水中兵器应使用主动探测设备进行探测,如使用侧扫声呐、合成孔径声呐成像等;远程智能水中兵器探测运动目标时,一般可使用被动设备进行探测,必要时使用主动探测设备对目标进行定位,如远程智能水中兵器装备舷侧阵和拖线阵声呐,其使命任务就是对目标进行被动或主动跟踪。

9.5.1 水雷目标识别信息综合处理

侦察和识别水中、海底的类似水雷大小尺寸的小目标是十分困难的。用图像声呐探雷是一种好的工作方式,因为图像声呐能给出目标的几何图像,在视觉上一目了然,很直观。对大深度、远距离的沉底或掩埋目标的探测与识别是当今水雷或非水雷目标的声特性提取和识别的研究热点,也是重大难点之一。特征提取是水雷目标识别的关键,是否能提取目标的本质特征直接关系到目标识别的效果。而目标本质特征提取的准确与否又与所使用的方法有关,几种常用的水下目标辐射信号特征提取方法有:

(1) 时域波形结构特征提取。鉴于目标原始信号的时域波形结构中含有丰富的目标类别特征信息,通过对信号的零点分布、峰间幅值分布、波长差分布等方面的特征分析,可以得到信号波形结构的多维特征向量。

(2) 基于小波变换与频谱的特征提取。针对回波信号的时间序列,可以提取频域的某些参数作为特征进行分析。主要有 AR 模型参数、傅里叶功率谱、小波变换的参数等。根据小波变换提取的主要是关于信号的奇异性、恒 Q 特性、基于小波分解的能量特征等。

(3) 时间—频率分析特征提取。时间—频率分析方法主要有:短时傅里叶变换、Winger—Vill 分布、连续小波变换、Gabor 变换等。信号的时频分析包含了比较丰富的特征,

可以从中提取诸如不变矩、奇异值等特征；

(4) 基于二维图像处理的特征提取等。主要是从二维图像所包含的信号中抽取信号的重要特征进行分类。一般来说从图像中可以提取的特征有回波的强度、尺寸、形状、声影的尺寸以及目标的相对位置等。

纵观各种特征提取的方法，其主要途径就是利用适当的数学工具对目标信号进行处理，在降低特征维数的同时，寻求有效的目标特征以完成分类的任务。

9.5.2 运动目标量测信息综合处理

侦察监视型的智能水中兵器可抵达敌方舰艇/潜艇进出港口的狭窄水道处对其进行守候侦察，也可按照预定的航线到达敌编队可能通过的海域游弋，发现可疑目标时执行监视与跟踪，获得敌目标运动要素，根据上级要求进行自主攻击决策或及时将目标信息回传，辅助指挥员进行决策。

远程智能水中兵器体积小、航速低、装载的传感器探测能力有限，为尽可能扩大感知范围，获得完整的全局战场态势，多以编队形式对敌目标进行探测、跟踪。通过各智能水中兵器多传感器的信息融合，能对诸如作战方案、传感器网络的组成和变化等关键要素，按科学决策的程序和方法进行快速、准确、可靠、全面的处理。水下多平台多传感器信息综合处理将提高传感器资源利用率，是统一水下战场态势形成的关键。多传感器信息综合处理包括以下几个关键问题：

- 战场统一态势的形成。要对传感器网络的组成和资源的分配做出正确的决策，就必须清楚地了解整个战场的态势。
- 精确标定传感器的位置和坐标变换。
- 统一时间标准。

经过对目标的融合检测、识别、定位跟踪，进行综合决策，在满足协同攻击要求时，计算各平台武器发射参数，进行武器协同攻击，而综合决策支持需要解决的首要问题是形成一致、准确的战场态势评估和预测图，为智能水中兵器实时作战或未来作战规划提供准确有用的战场态势信息，为指挥决策提供可靠依据。

9.6 远程水中兵器布放回收控制技术

远程智能水中兵器能够为近海作战和网络中心站提供重要支持。与搭载在水面舰船上的智能水中兵器相比，潜载智能水中兵器具有无可比拟的优势，而潜艇安全布放与回收远程智能水中兵器是潜载智能水中兵器发挥以上优势的基础，值得深入研究。潜载远程智能水中兵器的布放与回收技术可以分为艇内发射回收技术和舷外发射回收技术。

艇内发射回收技术多用于回转体形的远程智能水中兵器，其外形也是目前最为普遍的一类，其优点一方面由于回转体形仿鱼雷外形，能够更好地把握其水下特征；另一方面可以利用成熟的发射技术，直接采用鱼雷发射管进行发射，可大大降低潜射的开发难度，风险可控。但相比发射，水下回收技术的难度更大，没有成熟的技术和经验可寻。主要原理

是利用传统的鱼雷发射布放方式,在这种布放方式中,远程智能水中兵器预先置于潜艇鱼雷发射管或导弹发射管内,然后通过潜艇发射系统进行布放,或依靠自身动力推动自航出管。回收过程较为复杂,主要是采用机械回收或者 ROV 辅助来实现,整个回收过程需要同时利用两具鱼雷发射管配合进行。

舷外发射回收是将远程智能水中兵器附着在潜艇的耐压艇壳外部,消除了发射管对远程智能水中兵器的尺寸、形状和配置的限制,不占用潜艇本体的空间。但是这种发射回收方法改变了母艇的外形,改变了母艇的流噪特征,从而带来一系列的问题。目前,这种方式尚处于概念研发与试验阶段。现行的主要方法有:利用专用的干式壳体外舱布放与回收、利用专用的湿式壳体外舱布放与回收和利用专门定制的壳体外舱进行布放与回收。专用干式壳体外舱是一种经过潜艇专门改装的、安装在壳体上方的可拆装的模块,安装该模块可以使蛙人和无人系统在潜艇潜航状态下能够方便地进出,西方发达国家已经利用该技术来运送蛙人。

9.7 小结

远程智能水中兵器为潜艇带来了新型“远离”作战模式,可极大提高潜艇综合作战能力,将成为新形势下海军作战体系的重要组成部分。本章主要基于远程智能水中兵器的发展现状,分析了其作战使命任务及任务规划等关键技术,指出了远程智能水中兵器未来的发展方向。

参考文献

- [1] Department of The Navy. The Navy Unmanned Undersea Vehicle(UUV) Master Plan. USA, 2000.
- [2] Department of The Navy. The Navy Unmanned Undersea Vehicle(UUV) Master Plan. USA, 2004.
- [3] Department of The Navy. Unmanned Systems Roadmap. USA, 2007.
- [4] 严蕾. 国外水下无人飞行器及其在指挥控制系统中的应用研究[J]. 情报研究报告, 2007.
- [5] 綦辉, 蔡云祥, 宋裕农. 基于 UUV 支持的水下协同作战研究[J]. 火力与指挥控制, 2009 年第 34 卷第 3 期: 96-98.
- [6] 陈强, 王光荣. 国外 UUV 通信装备使用研究[J]. 论证与研究, 2009 第 3 期: 49-51.
- [7] 郭风水, 袁思鸣, 刘强. 军用 UUV 使命任务和装备性能分析[J]. 中国舰船研究, 2007 年第 2 卷第 5 期: 76-80.
- [8] 单忠伟, 陈伏虎, 白兴宇. 基于 UUV 的水下警戒探测技术和发展趋势[J]. 声学 & 电子工程, 2009 年第 2 期: 45-48.
- [9] P.J. Ryan. Operation Iraqi freedom: Mine countermeasure a success. <http://www.underwater.com>, 2009-11-05.
- [10] 刘潮东. 水下信息处理与航行器路径规划方法[D]. 西北工业大学博士论文, 2006.
- [11] 何爱民, 何晓文, 肖滨. 基于改进遗传算法的水下无人平台航路规划[J]. 青岛大学学报, 2002 年第 17 卷第 4 期: 89-92.
- [12] 莫君, 田亚龙. 基于免疫遗传算法的水下无人平台航路规划[J]. 船舶与科学技术, 2012 年第 9 期: 76-88.

- [13] Gage D W. Command control for many—robot systems[C]. AUVS-92, the Nineteenth Annual AUVS Technical Symposium, Huntsville Alabama, USA, 1992: 22-24.
- [14] Poduri S, Sukhatme G S. Constrained Coverage for Mobile Sensor Networks[C]. In IEEE International Conference on Robotics and Automation, New Orleans, LA, USA, 2004: 165-172.
- [15] Batalin M A, Sukhatme G S. Spreading out: A local approach to multi-robot coverage[C]. In 6th International Conference on Distributed Autonomous Robotic System (DASRS02), Fukoka, Japan, 2002: 373-382.
- [16] Cortes J, Martínez S, Karatas T, et al. Coverage Control for Mobile Sensing Networks[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, vol. 20, no. 2, 2004: 243-255.
- [17] Lloyd S P. Least—squares quantization in PCM[J]. IEEE Trans. Inform. Theory, vol. IT-28, 1982: 129-137.
- [18] Yanli Yang, Minai AA, Polycarpou MM. Decentralized Cooperative Search by Networked UAVs in an Uncertain Environment[C]. Proceeding of the 2004 American Control Conference Boston, Massachusetts June 30-July 2, 2004.
- [19] Cassandras C G, Wei Li. A Receding Horizon Approach for Solving Some Cooperative Control Problems[C]. Proceeding of the 41st IEEE Conference on Decision and Control Las Vegas, Nevada USA, December 2002.
- [20] Parker L E, Claude Touzet. Multi-Robot Learning in a Cooperative Observation Task[C]. Oak Ridge National Laboratory, Oak Ridge TN 37831-6355, USA.
- [21] 张立川, 刘明雍, 徐德民, 等. 多 UAV 协同导航与定位研究[J]. 系统仿真学报, 2008 年第 20 卷第 19 期: 5342-5344.

潜地弹道导弹弹道与诸元计算

10.1 概述

潜地弹道导弹以潜艇为平台机动发射，打击固定目标，是生存能力强，具有二次打击能力的核武器，在“三位一体”的战略核力量中占有非常重要的地位。在潜地弹道导弹的作战使用中，高精度射击诸元的快速准备十分重要：缩短导弹诸元准备时间能够提高导弹武器系统的作战反应能力，提高命中精度能够有效提升导弹的打击能力。

诸元准备的主要任务是根据实际发射条件和武器系统状态计算出一条由发射点到目标点的命中弹道，并以该弹道为基准，为导弹的控制系统、瞄准系统等计算并装订一整套的基准参数，确保导弹实际发射后能基本沿着选择的弹道飞行，并以要求的精度命中目标。诸元准备包括诸元计算和诸元装校两部分工作。通常，诸元装校过程是瞬时完成的，对诸元准备时间影响甚微；诸元计算过程则对诸元准备时间有较大影响，其影响大小主要取决于计算方法。潜地弹道导弹的诸元计算复杂，不能求出精确解析解，传统上采用数值积分迭代方法进行求解计算，但在现有装备上计算时间较长。在陆上，发射点静止不动，诸元计算时间的长短不影响落点精度；在海上，导弹装载于核潜艇，发射过程在运动状态下完成，诸元计算时间间隔将使实际发射点偏离诸元计算发射点，这种偏差可达数千米，将严重影响落点精度。由此可见，缩短诸元计算时间，是弹道导弹从陆上发射发展到海上运动状态下发射，必须解决的重要问题之一。

本章节重点分析研究诸元快速计算涉及到弹道计算、诸元参数计算等方面的相关问题，试图提出相关解决方法，以期为潜地弹道导弹快速作战应用，提高命中精度提供理论上的技术支持。

10.2 弹道导弹的飞行弹道

作为刚体的弹道导弹，其运动有 6 个自由度，要描述它的运动状态，需建立描述其运动状态的微分方程，工程应用上为简化问题，通常将导弹的运动分为质心运动和绕质心运动两部分。在分析、计算弹道导弹的飞行弹道时，首先要有合适的坐标系以方便计算，然后求出作用在导弹上的力和力矩，最后通过求解导弹的运动微分方程得出导弹的位置、速

度及姿态等弹道参数,从而分析探讨导弹飞行时的运动规律。只有掌握了导弹的运动规律,才能正确选择导弹设计参数、正确评定飞行试验结果、才能准确瞄准并命中目标、才能解决导弹及其系统在研制、试验和作战使用中直接跟这些规律有关的各种实际问题。

10.2.1 弹道特性及飞行条件

1. 弹道特性

根据弹道导弹由发射点到目标点运动过程中的受力情况,可将其弹道分为几段^[1]。首先,根据导弹在飞行中发动机和控制系统工作与否,将弹道分为主动段 ok 和被动段 kc 两部分;其次,被动段根据弹头所受空气动力的大小分为不计空气动力作用的自由段 ke 和计及空气动力作用的再入段 ec 两部分,弹道分段示意图如图 10-1 所示。弹道分段的目的在于应用不同的数学模型描述各段弹道的特点,以便于求得导弹运动规律的全貌。

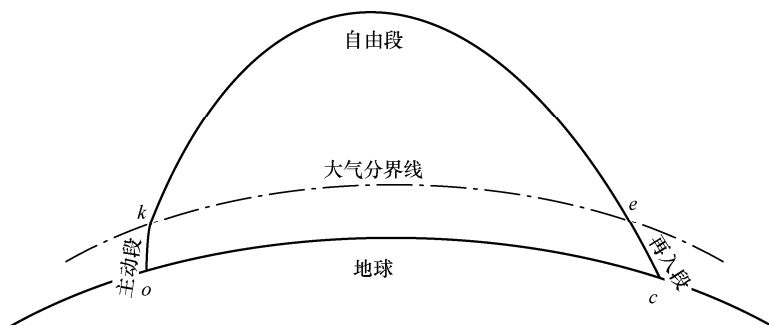


图 10-1 弹道分段示意图

主动段是指导弹从离开发射台到发动机停止工作为止的一段飞行弹道。该段弹道的飞行特点是:作用在导弹上的力和力矩主要有地球引力、空气动力、发动机推力、控制力以及它们相对导弹质心所产生的相应力矩。

被动段是发动机停止工作到弹头落地的一段弹道。在这段弹道,导弹通常无控制作用,弹头依靠在主动段终点所获得的能量作惯性飞行。虽然此段不对弹头进行控制,但作用于其上的力和力矩可以精确地计算出来,因而能够准确地掌握其运动状态及规律。

在被动段,根据弹头运动中所受空气动力的大小分为自由段和再入段两部分。通常在自由段作用于弹头的空气动力远远小于地球引力,空气动力可以略去,近似认为弹头是在真空中飞行。自由段弹道约占全部弹道的 80%~90%以上。再入段是指弹头重新进入稠密大气层的一段弹道,当弹头高速进入大气层时,由于大气对弹头的作用不仅使弹头承受强烈的气动加热,出现高温、烧蚀等现象,也将使弹头受到巨大的气动阻力从而使其速度迅速减小,再入段与自由段有着完全不同的特点。

2. 标准飞行条件

弹道导弹的标准飞行条件可以归纳总结为地球物理条件、气象条件、弹道条件 3 个方面^[1]。

(1) 地球物理条件。

地球模型为 IAG-75 正常地球椭球体，主要参数为：

地球自转角速度	$\Omega = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$
椭球体长半轴	$a_e = 6378140.0 \text{ m}$
椭球体短半轴	$b_e = 6356755.3 \text{ m}$
椭球体扁率	$\alpha_e = 1/298.257$
第二偏心率	$e' = \sqrt{0.006739593}$
椭球体扁率常数	$\mu = 2.633281275 \times 10^{25} \text{ m}^3/\text{s}^2$
地球形状动力学系数	$J_2 = 1.08263 \times 10^{-3}$
地心引力常数	$G = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$
地球质量	$M = 5.974228118 \times 10^{24} \text{ kg}$
引力加速度	$g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$

(2) 气象条件。

标准大气模型（1976 美国），其中包括静止海平面标准温度、大气压强、大气密度、声速等。主要参数取值如下：

标准温度	$T_0 = 288.15 \text{ K}$
大气压强	$p_0 = 1.01325 \times 10^5 \text{ N/m}^2$
大气密度	$\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$
声速	$a_0 = 340.294 \text{ m/s}$

(3) 导弹条件。

导弹条件包含导弹几何尺寸、起飞质量、发动机推力、比冲、推进剂流量及其密度、发动机安装角、空气动力系数、压心及重心位置、控制系统放大系数等。

在标准飞行条件下，对弹道运动微分方程组进行计算得到导弹的飞行弹道，称为标准弹道，其描述了导弹在标准飞行条件下的运动规律。

3. 干扰因素

标准弹道是通过求解在标准条件下建立起来的弹道运动微分方程组得到的，它反映了导弹质心平均运动的规律。事实上，影响导弹运动的因素很多，而且这些影响因素的实际值，有些并非预先能够确定，有的即使预先能够知其大小，但也往往与假定的标准值不一致。习惯上，把这种实际飞行条件与标准飞行条件的差异称为干扰。正是由于这些干扰的影响，导致了实际运动弹道偏离标准弹道，即存在弹道参数偏差和射程偏差。

通常，干扰分为两大类：一类是在导弹射击前可以预测的且又能进行修正的干扰，这类干扰称为常值干扰或系统干扰，它所引起的弹道参数偏差和射程偏差称为系统偏差。弹道导弹的常值干扰条件一般为^[1]：

- 弹体纵横向弹性系数；
- 发动机推力轴线对横对称面和纵对称面的偏角；
- 发动机安装轴线对横对称面和纵对称面的线性偏差；

- 弹体相对横对称面和纵对称面的偏角；
- 飞行程序角偏差；
- 推进剂流量偏差；
- 推力偏差；
- 起飞重量偏差；
- 地面大气压力和大气密度偏差。

另一类干扰则是事先不可预测的干扰，这类干扰称为随机干扰或偶然干扰。弹道导弹的随机干扰条件一般为风干扰。

10.2.2 常用坐标系

弹道运动微分方程建立时参考坐标系的选取可以根据研究问题的方便程度而定，并无统一的模式和格式。然而，需考虑的一点是，由于选取的参考坐标系不同，其所建立的运动微分方程的形式和复杂程度则对应有所不同，这就直接影响到求解运动方程的难易程度和运动参数表达的直观程度，因此，选取适当的坐标系对于建立运动方程乃至解决问题均是十分重要的。下面介绍在弹道运动微分建模时常用的几种坐标系^[1,2]。

发射坐标系：坐标原点取导弹发射点 O ， Oy 轴为过发射点的铅垂线，向上为正， Ox 轴与 Oy 轴垂直，指向瞄准方向， Oz 轴与 Ox 、 Oy 轴构成右手直角坐标系， Ox 轴与过 O 点子午面间的夹角称为射击方位角，以 A 表示，在弹道学中，将 xOy 平面称为射击平面，简称射面，发射坐标系如图 10-2 所示。

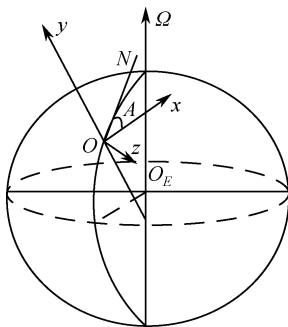


图 10-2 发射坐标系

发射惯性坐标系：该坐标系的定义同发射坐标系，不同之处是该坐标系在导弹发射后不随地球转动，当研究惯性制导系统并进行弹道计算时，通常需要在此坐标系中建立导弹的运动方程。

弹体坐标系：坐标原点取导弹质心 O_z ， O_zx_1 轴与弹体纵对称轴一致，指向弹头方向， O_zy_1 轴垂直于 O_zx_1 轴，且位于弹体纵对称面内，指向上方， O_zz_1 轴与 O_zx_1 、 O_zy_1 轴构成右手直角坐标系，弹体坐标系通常用于定义导弹的飞行姿态角以及发动机推力定向等，弹体坐标系如图 10-3 所示。

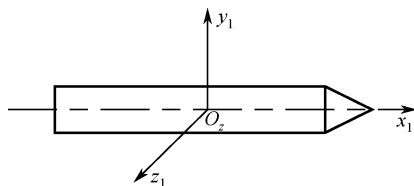


图 10-3 弹体坐标系

速度坐标系：坐标原点取导弹质心 O_z ， $O_z x_c$ 轴与导弹速度矢量 V 一致， $O_z y_c$ 轴在导弹纵对称面内，垂直于 $O_z x_c$ 轴，指向上方； $O_z z_c$ 轴与 $O_z x_c$ 、 $O_z y_c$ 轴构成右手直角坐标系，速度坐标系通常用于描述导弹所受的空气动力，速度坐标系如图 10-4 所示。

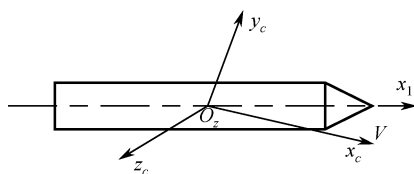


图 10-4 速度坐标系

轨迹坐标系：坐标原点取导弹质心 O_z ， $O_z x_2$ 轴与导弹速度矢量一致， $O_z y_2$ 轴位于射击平面内且垂直于 $O_z x_2$ 轴，指向上方， $O_z z_2$ 轴与 $O_z x_2$ 、 $O_z y_2$ 轴构成右手直角坐标系，轨迹坐标系如图 10-5 所示。

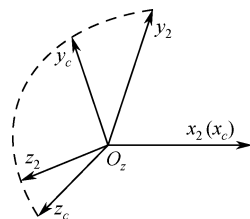


图 10-5 轨迹坐标系

北东坐标系：取空间任一点为坐标原点，其 y_n 轴通过地心， x_n 轴指向正北方， z_n 轴指向东方， $x_n y_n z_n$ 轴成右手直角坐标系。这种北东坐标系有两种，一种是与地球固连的，另一种是不随地球旋转的惯性坐标系，北东的绝对坐标系以 $O-x_n^A y_n^A z_n^A$ 表示，北东坐标系如图 10-6 所示。

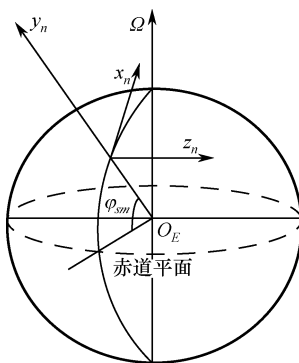


图 10-6 北东坐标系

10.2.3 弹道运动微分方程

1. 主动段弹道运动微分方程

弹道导弹主动段弹道运动微分方程主要由质心运动和绕质心运动的动力学和运动学方程、控制方程、欧拉角联系方程及附加方程等组成^[1-5]，下面分别给予具体介绍。

(1) 质心动力学方程。

发射坐标系内弹道导弹质心动力学矢量方程为

$$m \frac{dV}{dt} = P + P_c + R + mg + F'_k + F_c + F_e \quad (10-2-1)$$

上式中， m 为导弹瞬时质量； V 为导弹质心相对速度； P 为发动机推力； P_c 为控制力； R 为空气动力； mg 为地球引力； F'_k 为附加科氏力； F_c 为因地球自转引起的科氏惯性力； F_e 为因地球自转引起的牵连惯性力。

下面将质心动力学矢量方程中各项投影到发射坐标系各轴。

① 相对加速度在发射坐标系各轴上的分量：

$$m \frac{dV}{dt} = m \begin{bmatrix} \frac{dV_x}{dt} \\ \frac{dV_y}{dt} \\ \frac{dV_z}{dt} \end{bmatrix} \quad (10-2-2)$$

② 发动机推力在发射坐标系各轴上的分量：

$$P = A_g^b \cdot \begin{bmatrix} P_e \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10-2-3)$$

上式中， A_g^b 为由弹体坐标系到发射坐标系的方向余弦矩阵； P_e 为发动机有效推力。

③ 控制力在发射坐标系各轴上的分量：

$$P_c = A_g^b \cdot \begin{bmatrix} P_{cx} \\ P_{cy} \\ P_{cz} \end{bmatrix} \quad (10-2-4)$$

由 4 台固体摇摆发动机并联组成的“×”型布局发动机组控制力采用下式计算：

$$\begin{bmatrix} P_{cx} \\ P_{cy} \\ P_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\sqrt{2}}{2} P \sin \delta_\varphi \cos \delta_\psi \\ -\frac{\sqrt{2}}{2} P \sin \delta_\psi \cos \delta_\varphi \end{bmatrix}$$

上式中， P 为 4 台固体摇摆发动机推力之和； δ_φ 为发动机当量俯仰角； δ_ψ 为发动机当量偏航角。

由 1 台主发动机, 4 台游动发动机并联组成的“+”型布局发动机组控制力采用下式计算:

$$\begin{bmatrix} P_{cx} \\ P_{cy} \\ P_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{2} P_u \sin \delta_\varphi \\ -\frac{1}{2} P_u \sin \delta_\psi \end{bmatrix}$$

上式中, P_u 为 4 台游动发动机推力之和。

④ 空气动力在发射坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{R} = \mathbf{C}_g^b \cdot \begin{bmatrix} -C_x q S_M \\ C_y^\alpha q S_M \alpha \\ -C_y^\alpha q S_M \beta \end{bmatrix} \quad (10-2-5)$$

式 (10-2-5) 中, \mathbf{C}_g^b 为由速度坐标系到发射坐标系的方向余弦矩阵; C_x 为空气阻力系数; C_y^α 为升力系数梯度; q 为速度头; S_M 为弹体最大横截面积; α 为攻角; β 为侧滑角。

⑤ 地球引力在发射坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{mg} = m \frac{\mathbf{g}_r}{r} \begin{bmatrix} x + R_{0x} \\ y + R_{0y} \\ z + R_{0z} \end{bmatrix} + m \frac{\mathbf{g}_\Omega}{\Omega} \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} \quad (10-2-6)$$

$$\mathbf{g}_r = -\frac{fM}{r^2} \begin{bmatrix} 1 + J \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 (1 - 5 \sin^2 \phi) \end{bmatrix} \quad (10-2-7)$$

$$\mathbf{g}_\Omega = -2 \frac{fM}{r^2} J \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 \sin \phi \quad (10-2-8)$$

其中: r 为导弹质心到地心的距离; x 、 y 、 z 为导弹质心位置在发射坐标系各轴分量; R_{0x} 、 R_{0y} 、 R_{0z} 为发射点地心距离在发射坐标系各轴分量; Ω_x 、 Ω_y 、 Ω_z 为地球自转角速度在发射坐标系各轴分量; $J = \frac{3}{2} J_2$; ϕ 为导弹质心地心纬度。

⑥ 附加科氏力在发射坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{F}'_k = \mathbf{A}_g^b \cdot 2\dot{m}x_{le} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{Tx1} \\ -\omega_{Ty1} \end{bmatrix} \quad (10-2-9)$$

式 (10-2-9) 中, \dot{m} 为推进剂质量秒消耗量; x_{le} 为导弹质心到喷管出口中心点距离; ω_{Tx1} 、 ω_{Ty1} 、 ω_{Tz1} 为弹体相对惯性坐标系转动角速度在弹体坐标系各轴分量。

⑦ 牵连惯性力在发射坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{F}_e = m \cdot \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x + R_{0x} \\ y + R_{0y} \\ z + R_{0z} \end{bmatrix} \quad (10-2-10)$$

式 (10-2-10) 中,

$$\begin{cases} a_{11} = \Omega^2 - \Omega_x^2 \\ a_{12} = a_{21} - \Omega_x \Omega_y \\ a_{13} = a_{31} - \Omega_x \Omega_z \\ a_{22} = \Omega^2 - \Omega_y^2 \\ a_{23} = a_{32} - \Omega_y \Omega_z \\ a_{33} = \Omega^2 - \Omega_z^2 \end{cases}$$

⑧ 科氏惯性力在发射坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{F}_c = m \cdot \begin{bmatrix} 0 & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & 0 & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (10-2-11)$$

式 (10-2-11) 中,

$$\begin{cases} b_{12} = -b_{21} = 2\Omega_z \\ b_{13} = -b_{31} = -2\Omega_y \\ b_{23} = -b_{32} = 2\Omega_x \end{cases}$$

综上, 发射坐标系中建立的质心动力学方程为

$$\begin{aligned} m \begin{bmatrix} \frac{dV_x}{dt} \\ \frac{dV_y}{dt} \\ \frac{dV_z}{dt} \end{bmatrix} &= \mathbf{A}_g^b \begin{bmatrix} P_e \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{A}_g^b \begin{bmatrix} P_{cx} \\ P_{cy} \\ P_{cz} \end{bmatrix} + \mathbf{C}_g^c \begin{bmatrix} -C_x q S_M \\ C_y^\alpha q S_M \alpha \\ -C_y^\alpha q S_M \beta \end{bmatrix} + m \frac{g_r}{r} \begin{bmatrix} x + R_{0x} \\ y + R_{0y} \\ z + R_{0z} \end{bmatrix} + m \frac{g_\Omega}{\Omega} \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} + \\ &m \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x + R_{0x} \\ y + R_{0y} \\ z + R_{0z} \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} 0 & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & 0 & b_{12} \\ b_{31} & b_{32} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} + \\ &\mathbf{A}_g^b \cdot 2\dot{m} \mathbf{x}_{le} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{Tx1} \\ -\omega_{Ty1} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10-2-12)$$

(2) 绕质心转动的动力学方程。

导弹绕质心转动的动力学矢量方程为

$$\mathbf{I} \cdot \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega}) = \mathbf{M}_{st} + \mathbf{M}_d + \mathbf{M}_c + \mathbf{M}'_{rel} + \mathbf{M}'_k \quad (10-2-13)$$

式 (10-2-13) 中, \mathbf{I} 为导弹转动惯量张量; \mathbf{M}_{st} 为气动力矩; \mathbf{M}_d 为阻尼力矩; \mathbf{M}_c 为控制力矩; \mathbf{M}'_{rel} 为附加相对力矩; \mathbf{M}'_k 为附加科氏力矩。

下面将上式各项投影到弹体坐标系各轴。

① 气动力矩在弹体坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{M}_{st} = \begin{bmatrix} 0 \\ M_{y1st} \\ M_{z1st} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -C_n^\alpha (x_y - x_z) q S_M \beta \\ -C_n^\alpha (x_y - x_z) q S_M \alpha \end{bmatrix} \quad (10-2-14)$$

式 (10-2-14) 中, C_n^α 为法向力系数梯度; x_y 为导弹压心到头部尖端距离; x_z 为导弹质心至导弹头部尖端距离。

② 阻尼力矩在弹体坐标系各轴分量:

$$\mathbf{M}_d = \begin{bmatrix} M_{x1d} \\ M_{y1d} \\ M_{z1d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{x1}^{\bar{\omega}_{x1}} q S_M l_K \bar{\omega}_{x1} \\ m_{y1}^{\bar{\omega}_{y1}} q S_M l_K \bar{\omega}_{y1} \\ m_{z1}^{\bar{\omega}_{z1}} q S_M l_K \bar{\omega}_{z1} \end{bmatrix} \quad (10-2-15)$$

式 (10-2-15) 中, l_K 为弹长; $m_{x1}^{\bar{\omega}_{x1}}$ 为俯仰阻尼力矩系数导数; $m_{y1}^{\bar{\omega}_{y1}}$ 为偏航阻尼力矩系数导数; $m_{z1}^{\bar{\omega}_{z1}}$ 为滚动阻尼力矩系数导数; $\bar{\omega}_{x1}$ 为无因次俯仰角速度, $\bar{\omega}_{x1} = \frac{l_K \omega_{x1}}{V}$; $\bar{\omega}_{y1}$ 为无因次偏航角速度, $\bar{\omega}_{y1} = \frac{l_K \omega_{y1}}{V}$; $\bar{\omega}_{z1}$ 为无因次滚动角速度, $\bar{\omega}_{z1} = \frac{l_K \omega_{z1}}{V}$ 。

③ 控制力矩在弹体坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{M}_c = \begin{bmatrix} M_{x1c} \\ M_{y1c} \\ M_{z1c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{x1c}^\delta \delta_\gamma \\ m_{y1c}^\delta \delta_\psi \\ m_{z1c}^\delta \delta_\phi \end{bmatrix} \quad (10-2-16)$$

式 (10-2-16) 中, M_{x1c}^δ 为滚动控制力矩对发动机当量摆动角的导数; M_{y1c}^δ 偏航控制力矩对发动机当量摆动角的导数; M_{z1c}^δ 俯仰控制力矩对发动机当量摆动角的导数。

④ 附加相对力矩在弹体坐标系各轴上的分量。

在标准条件下, 发动机安装无误差, 推力轴线与弹体轴平行, 附加相对力矩为 0, 即

$$\mathbf{M}'_{rel} = 0 \quad (10-2-17)$$

⑤ 附加科氏力矩在弹体坐标系各轴上的分量:

$$\mathbf{M}'_k = \begin{bmatrix} \dot{I}_{x1} \omega_{Tx1} \\ \dot{I}_{y1} \omega_{Ty1} \\ \dot{I}_{z1} \omega_{Tz1} \end{bmatrix} + \dot{m} \begin{bmatrix} 0 \\ -x_{1e}^2 \omega_{Ty1} \\ -x_{1e}^2 \omega_{Tz1} \end{bmatrix} \quad (10-2-18)$$

综上, 弹体坐标系中建立的绕质心转动的动力学方程为

$$\begin{bmatrix} I_{x1} & 0 & 0 \\ 0 & I_{y1} & 0 \\ 0 & 0 & I_{z1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\omega_{x1}/dt \\ d\omega_{y1}/dt \\ d\omega_{z1}/dt \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_{z1} - I_{y1})\omega_{z1}\omega_{y1} \\ (I_{x1} - I_{z1})\omega_{x1}\omega_{z1} \\ (I_{y1} - I_{x1})\omega_{y1}\omega_{x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ m_{y1}^\beta q S_M l_K \beta \\ m_{z1}^\alpha q S_M l_K \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{x1}^{\bar{\omega}_{x1}} q S_M l_K \bar{\omega}_{x1} \\ m_{y1}^{\bar{\omega}_{y1}} q S_M l_K \bar{\omega}_{y1} \\ m_{z1}^{\bar{\omega}_{z1}} q S_M l_K \bar{\omega}_{z1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{x1c}^\delta \delta_\gamma \\ m_{y1c}^\delta \delta_\psi \\ m_{z1c}^\delta \delta_\phi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \dot{I}_{x1} \omega_{Tx1} \\ \dot{I}_{y1} \omega_{Ty1} \\ \dot{I}_{z1} \omega_{Tz1} \end{bmatrix} + \dot{m} \begin{bmatrix} 0 \\ -x_{1e}^2 \omega_{Ty1} \\ -x_{1e}^2 \omega_{Tz1} \end{bmatrix} \quad (10-2-19)$$

(3) 运动学方程。

运动学方程包含质心运动和绕质心运动两组方程, 前者由质心动力学方程积分求得, 后者可由导弹转动角速度在弹体坐标系的投影式导出。在有控情况下, 运动学方程如下:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} V_x \\ \frac{dy}{dt} V_y \\ \frac{dz}{dt} V_z \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_{x1} + \omega_{z1}\psi \\ \frac{d\psi}{dt} = \omega_{y1} + \omega_{z1}\gamma \\ \frac{d\varphi}{dt} = \omega_{z1} + \omega_{y1}\gamma \\ V = (V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)^{0.5} \end{cases} \quad (10-2-20)$$

(4) 控制方程。

俯仰、偏航、滚动运动 3 个姿态控制方程具有如下一般形式：

$$\begin{cases} F_1(\delta_\gamma, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \gamma, \dot{\gamma}, \ddot{\gamma}, \dots) = 0 \\ F_2(\delta_\psi, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \gamma, \dot{\gamma}, \ddot{\gamma}, \dots) = 0 \\ F_3(\delta_\varphi, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \gamma, \dot{\gamma}, \ddot{\gamma}, \dots) = 0 \end{cases} \quad (10-2-21)$$

对于具体的导弹，控制方程均有具体表达形式。采用姿态角和姿态角变化率控制方案的姿态控制方程可表示为

$$\begin{cases} \delta_\gamma = 0 \\ \delta_\varphi = a_0^\varphi (\arcsin(a'_{11}\sin\varphi - a'_{12}\cos\varphi) - \varphi_{cx}(t)) + g_z^\varphi W_{y1} \\ \delta_\psi = a_0^\psi \arcsin(a'_{33}\sin\psi - a'_{31}\cos\varphi\cos\psi - a'_{32}\sin\varphi\cos\psi) - g_z^\psi W_{z1} \end{cases} \quad (10-2-22)$$

采用纯姿态角加横法向导引控制方案的的姿态控制方程可表示为

$$\begin{cases} \delta_\gamma = 0 \\ \delta_\varphi = a_0^\varphi (\arcsin(a'_{11}\sin\varphi - a'_{12}\cos\varphi) - \varphi_{cx}(t)) + K_{u0}^\varphi u_\varphi \\ \delta_\psi = a_0^\psi \arcsin(a'_{33}\sin\psi - a'_{31}\cos\varphi\cos\psi - a'_{32}\sin\varphi\cos\psi) - K_{u0}^\psi u_\psi \end{cases} \quad (10-2-23)$$

(5) 欧拉角之间的联系方程。

描述导弹运动姿态的 8 个欧拉角 φ 、 ψ 、 γ 、 θ 、 σ 、 γ_c 、 α 、 β 中，只有 5 个是独立的，有：

$$\begin{cases} \alpha = \varphi - \theta \\ \beta = \psi \cos\alpha + \gamma \sin\alpha - \sigma \\ \gamma_c = \gamma \cos\alpha - \psi \sin\alpha \end{cases} \quad (10-2-24)$$

弹道倾角 θ 和弹道偏角 σ 与速度 V 有如下关系：

$$\begin{cases} \theta = \arcsin \frac{V_y}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \\ \sigma = \arcsin \frac{V_z}{V} \end{cases} \quad (10-2-25)$$

(6) 附加方程。

弹体绝对转动角速度和相对转动角速度有如下关系：

$$\begin{bmatrix} \omega_{Tx1} \\ \omega_{Ty1} \\ \omega_{Tz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix} + A_b^g \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} \quad (10-2-26)$$

导弹相对地球椭球体表面的高度为

$$h = \sqrt{(x + R_{0x})^2 + (y + R_{0y})^2 + (z + R_{0z})^2} - R \quad (10-2-27)$$

R 为导弹质心在地球椭球体表面上的对应点到地心的距离:

$$R = \frac{a_e}{\sqrt{1 + e'^2 \sin^2 \phi}} \quad (10-2-28)$$

导弹任一飞行瞬时的质量方程为

$$m = m_0 - \dot{m}t \quad (10-2-29)$$

求解主动段关机点参数还需要给出其关机方程, 关机方程示意为

$$J(t_k) = \tilde{J}(\tilde{t}_k) \quad (10-2-30)$$

将式 (10-2-12)、式 (10-2-19)、式 (10-2-20)、式 (10-2-21)、式 (10-2-24)、式 (10-2-25)、式 (10-2-26)、式 (10-2-27)、式 (10-2-29)、式 (10-2-30) 综合在一起即得主动段弹道运动微分方程组。

2. 被动段弹道运动微分方程

弹道导弹的被动段运动, 通常对质点动力学问题进行研究, 此时, 导弹主要受空气动力、地球引力、牵连惯性力和柯氏惯性力的作用。由质点动力学理论, 相对发射坐标系的被动段动力学方程的矢量表达式^[1,2]为

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{R} + \mathbf{g} + \dot{\mathbf{V}}_e + \dot{\mathbf{V}}_c \quad (10-2-31)$$

式 (10-2-31) 在发射坐标系的投影式为

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_x \\ \dot{V}_y \\ \dot{V}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_x + g_x + \dot{V}_{ex} + \dot{V}_{cx} \\ X_y + g_y + \dot{V}_{ey} + \dot{V}_{cy} \\ X_z + g_z + \dot{V}_{ez} + \dot{V}_{cz} \end{bmatrix} \quad (10-2-32)$$

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (10-2-33)$$

式 (10-2-32) 中, X_x 、 X_y 、 X_z 为空气动力在发射坐标系各轴上的分量; g_x 、 g_y 、 g_z 为地球引力在发射坐标系各轴上的分量; \dot{V}_{ex} 、 \dot{V}_{ey} 、 \dot{V}_{ez} 的牵连惯性力在发射坐标系各轴上的分量; \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{cy} 、 \dot{V}_{cz} 的柯氏惯性力在发射坐标系各轴上的分量。

被动段运动学方程为^[1,2]

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (10-2-34)$$

由式 (10-2-32)、式 (10-2-33)、式 (10-2-34) 组成的方程组即为相对发射坐标系的被动段运动微分方程:

$$\begin{cases} \dot{V}_x = X_x + g_x + \dot{V}_{ex} + \dot{V}_{cx} \\ \dot{V}_y = X_y + g_y + \dot{V}_{ey} + \dot{V}_{cy} \\ \dot{V}_z = X_z + g_z + \dot{V}_{ez} + \dot{V}_{cz} \\ \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \\ V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \end{cases} \quad (10-2-35)$$

被动段运动微分方程为非线性变系数常微分方程组，在给定的初始条件和终端条件下，应用数值积分方法可求出其数值解，从而获得被动段运动参数的数值及其运动规律。

在式（10-2-35）中，若不考虑空气动力 \mathbf{R} ，则为自由段运动微分方程：

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{g} + \dot{\mathbf{V}}_e + \dot{\mathbf{V}}_c \quad (10-2-36)$$

10.3 地球物理因素对弹道的影响分析

地球物理因素众多，不同因素对导弹运动的影响方式及程度不同。在众多的地球物理因素中，地球自转、扁率及再入气动阻力是三个重要因素，对于中远程弹道导弹，地球自转是影响落点的最重要因素，对射程的最大影响可达千米量级，第二位的是地球扁率，一般对射程有几十千米的影响，再入气阻力的影响处于第三位，对射程的影响在百米量级。地球自转、扁率及再入气动阻力因素的影响在弹道导弹弹道分析、诸元计算中占有重要地位，系统、深入地分析这三个因素对弹道的影响方式及程度，为工程应用上满足不同命中精度要求下的取舍提供依据，同时为消除其对弹道的影响提供技术基础。由于弹道导弹的被动段弹道占整个飞行弹道的 80%~90%以上^[1]且导弹（弹头）在被动段弹道一般是无控飞行，因此在本小节中，主要分析对被动段弹道的影响。

10.3.1 落点经度和纬度的计算

数值积分计算主动段、被动段弹道运动微分方程组，解出落点 c 在发射坐标系中的位置坐标 (x_c, y_c, z_c) ，现由落点位置坐标推求落点地心纬度 φ_c 和经度 λ_c 。

如图 10-7，依据矢量内积的定义和性质，有：

$$\boldsymbol{\Omega} \cdot \mathbf{r}_c = \Omega r_c \sin \varphi_c \quad (10-3-1)$$

而

$$\begin{cases} \mathbf{r}_c = (x_c + R_{0x})\mathbf{x}^0 + (y_c + R_{0y})\mathbf{y}^0 + (z_c + R_{0z})\mathbf{z}^0 \\ \boldsymbol{\Omega} = \Omega_x \mathbf{x}^0 + \Omega_y \mathbf{y}^0 + \Omega_z \mathbf{z}^0 \end{cases}$$

因此有：

$$\sin \varphi_c = \frac{\Omega_x(x_c + R_{0x}) + \Omega_y(y_c + R_{0y}) + \Omega_z(z_c + R_{0z})}{\Omega r_c} \quad (10-3-2)$$

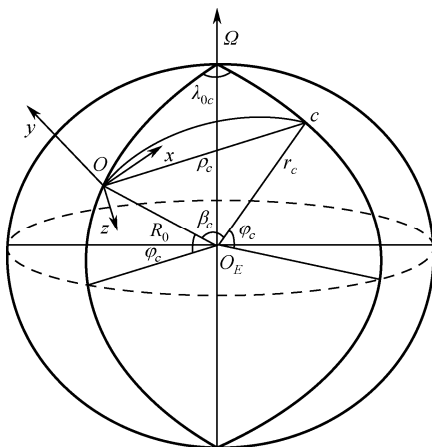


图 10-7 落点经度和纬度计算示意图

则落点地心纬度为

$$\varphi_c = \arcsin \frac{\Omega_x(x_c + R_{0x}) + \Omega_y(y_c + R_{0y}) + \Omega_z(z_c + R_{0z})}{\Omega r_c} \quad (10-3-3)$$

由地理纬度和地心纬度的关系式^[6], 可求出落点的地心纬度 B_c 为

$$B_c = \arctan \left(\frac{a_E^2}{b_E^2} \tan \varphi_c \right) \quad (10-3-4)$$

由球面三角形公式^[7], 可得落点 c 与发射点 O 间经度差 λ_{0c} 的计算公式为

$$\cos \lambda_{0c} = \frac{\cos \beta_c - \sin \varphi_0 \sin \varphi_c}{\cos \varphi_0 \cos \varphi_c} \quad (10-3-5)$$

得出:

$$\lambda_{0c} = \begin{cases} \arccos \frac{\cos \beta_c - \sin \varphi_0 \sin \varphi_c}{\cos \varphi_0 \cos \varphi_c} & \cos \beta_c - \sin \varphi_0 \sin \varphi_c \geq 0 \\ -\arccos \frac{\cos \beta_c - \sin \varphi_0 \sin \varphi_c}{\cos \varphi_0 \cos \varphi_c} & \cos \beta_c - \sin \varphi_0 \sin \varphi_c < 0 \end{cases} \quad (10-3-6)$$

式中, β_c 为射程角, 可由落点坐标依据矢量内积运算性质求出。则落点经度 λ_c :

$$\lambda_c = \lambda_0 \lambda_{0c} \quad (10-3-7)$$

10.3.2 射程偏差和横向偏差的计算

由于地球物理因素的作用, 将使导弹的落点产生射程偏差 ΔL 和横向偏差 ΔH , 如图 10-8 所示, c_1 为地球物理因素作用下的导弹落点, c_2 为不计地球物理因素作用的导弹落点, c_1 在射击平面 $O_E O c_2$ 内的投影点为 c' , c' 与 c_2 之间的距离 ΔL 为射程偏差, c_1 与 c' 之间的距离 ΔH 为横向偏差。规定, 当 c_1 在射击平面内的投影点 c' 在 $O c_2$ 外部时, 射程偏差为正, 反之为负; c_1 在射击平面 $O_E O c_2$ 的右侧 (顺 $O c_2$ 方向看去) 时, 横向偏差为正, 反之为负。

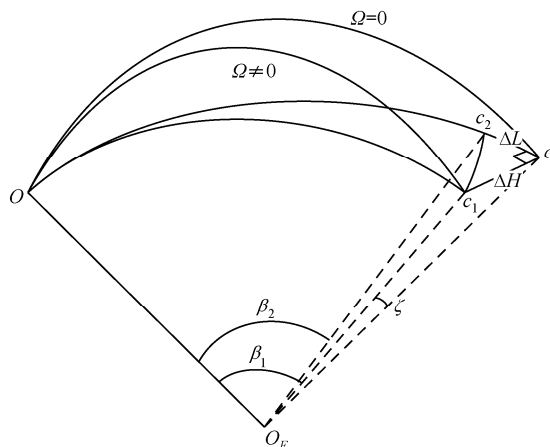


图 10-8 落点偏差示意图

落点 c_1 、 c_2 的射程角为 β_1 、 β_2 ，相对发射点的球面方位角为 a_1 、 a_2 ，由球面三角形公式^[7]，可得：

$$\begin{cases} \cos \beta_1 = \sin \varphi_0 \sin \varphi_1 + \cos \varphi_0 \cos \varphi_1 \cos(\lambda_{c_1} - \lambda_0) \\ \cos \beta_2 = \sin \varphi_0 \sin \varphi_2 + \cos \varphi_0 \cos \varphi_2 \cos(\lambda_{c_2} - \lambda_0) \\ \sin a_1 = \cos \varphi_{c_1} \sin(\lambda_{c_1} - \lambda_0) / \sin \beta_1 \\ \cos a_1 = (\sin \varphi_{c_1} - \cos \beta_1 \sin \varphi_0) / \sin \beta_1 \cos \varphi_0 \\ \sin a_2 = \cos \varphi_{c_2} \sin(\lambda_{c_2} - \lambda_0) / \sin \beta_2 \\ \cos a_2 = (\sin \varphi_{c_2} - \cos \beta_2 \sin \varphi_0) / \sin \beta_2 \cos \varphi_0 \end{cases} \quad (10-3-8)$$

式中， φ_0 、 φ_1 、 φ_2 分别为发射点、落点 c_1 、落点 c_2 的地心纬度； λ_0 、 λ_{c_1} 、 λ_{c_2} 分别为发射点、落点 c_1 、落点 c_2 的经度。

射程偏差 ΔL 的计算公式为

$$\Delta L = R_0(\beta_1 - \beta_2) \quad (10-3-9)$$

设 ΔH 对应的地心角为 ζ ，则横向偏差为

$$\Delta H = R_0 \zeta \quad (10-3-10)$$

由球面三角形正弦定理有：

$$\sin \zeta = \sin \beta_1 \sin(a_1 - a_2) \quad (10-3-11)$$

则有：

$$\zeta = \arcsin[\sin \beta_1 (\sin a_1 \cos a_2 - \cos a_1 \sin a_2)] \quad (10-3-12)$$

将式 (10-3-8) 中的相关计算式代入式 (10-3-12) 即可求得 ζ 。

10.3.3 自转因素对被动段弹道的影响分析

1. 基本假设

为独立分析地球自转因素对被动段弹道落点的影响，同时又保证一定的计算精度，进行如下假设：

- 地球为圆球体，即扁率 $\alpha_e = 0$ ；
- 地球匀速自转，自转角速度 $\Omega = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ ；
- 忽略再入段空气阻力的影响。

综上所述，发射坐标系中被动段标量运动微分方程为

$$\begin{cases} \dot{V}_x = g_x + \dot{V}_{cx} + \dot{V}_{ex} \\ \dot{V}_y = g_y + \dot{V}_{cy} + \dot{V}_{ey} \\ \dot{V}_z = g_z + \dot{V}_{cz} + \dot{V}_{ez} \\ \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \end{cases} \quad (10-3-13)$$

若不计地球自转因素的作用，发射坐标系中被动段标量运动微分方程为

$$\begin{cases} \dot{V}_x = g_x \\ \dot{V}_y = g_y \\ \dot{V}_z = g_z \\ \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \end{cases} \quad (10-3-14)$$

采用求差法定量计算地球自转因素对被动段弹道落点的影响，即对同一组发射条件，分别采用数值积分迭代法计算式 (10-3-13)、式 (10-3-14)，求得落点 c_1 和 c_2 ，按照 10.3.2 节所述方法计算出落点的射程偏差 ΔL 和横向偏差 ΔH 。

2. 自转因素对落点的影响分析

地球自转产生科氏加速度和牵连加速度^[8]，使得导弹在被动段飞行中的受力发生改变，从而使导弹的落点相对于地球静止时产生偏差。

科氏加速度单独作用时对落点影响的仿真计算结果如表 10-1、表 10-2 所示。

表 10-1 发射点位于赤道射程约 4000 km 时科氏加速度对落点的影响

发射点坐标/(°)		$A/(^\circ)$	$\Omega \neq 0$	$\Omega = 0$	$\Delta H/\text{km}$	$\Delta L/\text{km}$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
0.0	70.0	0.0	4059.621	4060.252	29.123	-0.631
0.0	70.0	60.0	4364.19	4060.252	18.884	303.938
0.0	70.0	90.0	4414.618	4060.252	0.0	354.366
0.0	70.0	120.0	4364.19	4060.252	-18.884	303.938
0.0	70.0	180.0	4059.621	4060.252	-29.123	-0.631
0.0	70.0	240.0	3790.833	4060.252	-11.387	-269.419
0.0	70.0	270.0	3752.242	4060.252	0.0	-308.01
0.0	70.0	300.0	3790.833	4060.252	11.387	-269.419

表 10-2 发射点位于北半球射程约 4000 km 时科氏加速度对落点的影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$\Omega \neq 0$	$\Omega = 0$	$\Delta H/\text{km}$	$\Delta L/\text{km}$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
30.0	70.0	0.0	4064.99	4060.252	153.328	4.739
30.0	70.0	60.0	4323.258	4060.252	161.037	263.006
30.0	70.0	90.0	4361.95	4060.252	147.896	301.698
30.0	70.0	120.0	4314.977	4060.252	128.981	254.726
30.0	70.0	180.0	4051.257	4060.252	102.095	-8.994
30.0	70.0	240.0	3820.934	4060.252	102.440	-239.318
30.0	70.0	270.0	3789.786	4060.252	110.674	-270.465
30.0	70.0	300.0	3826.635	4060.252	123.122	-233.617

由仿真计算结果表 10-1、表 10-2 及式 (10-2-11) 可知, 当主动段终点参数 r_k 、 V_k 所决定的射击平面与赤道平面重合时, 科氏加速度在赤道平面内, 使得被动段弹道参数发生变化, 造成射程偏差, 但不会造成横向偏差。除上述情况, 科氏加速度作用的结果既会产生射程偏差也会产生横向偏差。

牵连加速度单独作用时对落点影响的仿真计算结果如表 10-3、表 10-4 所示。

表 10-3 发射点位于赤道射程约 4000 km 时牵连加速度对落点的影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$\Omega \neq 0$	$\Omega = 0$	$\Delta H/\text{km}$	$\Delta L/\text{km}$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
0.0	70.0	0.0	4076.602	4060.252	0.0	16.351
0.0	70.0	60.0	4081.748	4060.252	1.578	21.496
0.0	70.0	90.0	4083.466	4060.252	0.0	23.215
0.0	70.0	120.0	4081.748	4060.252	-1.578	21.496
0.0	70.0	180.0	4076.602	4060.252	0.0	16.351
0.0	70.0	240.0	4081.748	4060.252	1.578	21.496
0.0	70.0	270.0	4083.466	4060.252	0.0	23.215
0.0	70.0	300.0	4081.748	4060.252	-1.578	21.496

表 10-4 发射点位于北半球射程约 4000 km 时牵连加速度对落点的影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$\Omega \neq 0$	$\Omega = 0$	$\Delta H/\text{km}$	$\Delta L/\text{km}$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
30.0	70.0	0.0	4060.158	4060.252	0.0	-0.094
30.0	70.0	60.0	4071.01	4060.252	6.833	10.759
30.0	70.0	90.0	4079.355	4060.252	6.547	19.103
30.0	70.0	120.0	4085.154	4060.252	4.496	24.903
30.0	70.0	180.0	4088.384	4060.252	0.0	28.132
30.0	70.0	240.0	4085.154	4060.252	-4.496	24.903
30.0	70.0	270.0	4079.355	4060.252	-6.547	19.103
30.0	70.0	300.0	4071.01	4060.252	-6.833	10.759

由仿真计算结果表表 10-3~表 10-4 及式 (10-2-10), 当主动段终点参数 r_k 、 V_k 所决定的射击平面与赤道平面或子午面重合时, 牵连加速度在赤道平面或子午面内, 使得被动段

弹道参数发生变化,造成射程偏差,但不会造成横向偏差。除上述情况,牵连加速度作用的结果既会产生射程偏差也会产生横向偏差。

科氏加速度和牵连加速度综合作用的仿真计算结果如表 10-5 所示。

表 10-5 发射点位于赤道射程约 4000 km 时地球自转对落点的影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$\Omega \neq 0$	$\Omega = 0$	$\Delta H/\text{km}$	$\Delta L/\text{km}$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
0.0	70.0	0.0	4075.967	4060.252	29.552	15.716
0.0	70.0	60.0	4389.38	4060.252	21.317	329.128
0.0	70.0	90.0	4442.843	4060.252	0.0	382.592
0.0	70.0	120.0	4389.380	4060.252	-21.317	329.128
0.0	70.0	180.0	4075.967	4060.252	-29.552	15.716
0.0	70.0	240.0	3809.214	4060.252	-10.341	-251.038
0.0	70.0	270.0	3771.448	4060.252	0.0	-288.804
0.0	70.0	300.0	3809.214	4060.252	10.341	-251.038

由仿真计算结果表 10-5 可知,在科氏加速度和牵连加速度的综合作用下,当导弹向东射击时,射程将增加;向西射击时,射程将减小。10.3.4 节将以导弹发射点位于赤道、主动段弹道终点参数 r_k 、 V_k 所决定的射击平面与赤道平面重合这种典型的射击情况对这一问题展开具体分析,对于其他射击情况,可参照这种分析方法。

10.3.4 科氏加速度及牵连加速度引起射程增加或减小的机理分析

1. 科氏加速度引起射程增加或减小的机理分析

当导弹向东射击时, $B_0=0^{\circ}$, $A_0=90^{\circ}$, 则有:

$$\begin{cases} b_{12} = -b_{21} = 2\Omega \\ b_{13} = -b_{31} = 0 \\ b_{23} = -b_{32} = 0 \end{cases} \quad (10-3-15)$$

$$\begin{cases} \dot{V}_{cx} = -2\Omega V_y \\ \dot{V}_{cy} = 2\Omega V_x \\ \dot{V}_{cz} = 0 \end{cases} \quad (10-3-16)$$

导弹向东射击时,速度分量 V_y 在被动段开始飞行不长的一段时间内由正值减小到零,此后 V_y 为负值且绝对值不断增大,由式(10-3-16)第一式可知,科氏加速度分量 \dot{V}_{cx} 在被动段开始的一段时间内由负值逐步增长到零,此后为正值,且不断增大;速度分量 V_x 在被动段飞行的绝大部分时间内为正值,只有在落点前一段不长的时间内才有可能为负值(射程较大时才会出现负值的情况)。由式(10-3-16)第二式可知,科氏加速度分量 \dot{V}_{cy} 在被动段飞行的绝大部分时间内为正值,只有在落地前一段不长的时间内才有可能为负值。图 10-9 给出了导弹向东射击,在 $\Omega=0$ 、射程约为 7000 km 时, \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{cy} 随飞行时间变化的曲线。从导弹整个被动段的飞行来看,导弹向东射击时,科氏加速度总作用的结果将使得弹道高度提高、射程增加。

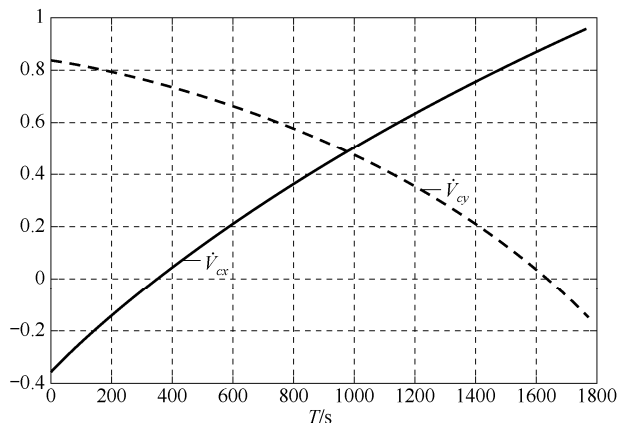


图 10-9 向东射击时 \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{cy} 随飞行时间变化的曲线

当导弹向西射击时, $B_0=0^\circ$, $A_0=270^\circ$, 则有:

$$\begin{cases} b_{12} = -b_{21} = 2\Omega \\ b_{13} = -b_{31} = 0 \\ b_{23} = -b_{32} = 0 \end{cases} \quad (10-3-17)$$

$$\begin{cases} \dot{V}_{cx} = 2\Omega V_y \\ \dot{V}_{cy} = -2\Omega V_x \\ \dot{V}_{cz} = 0 \end{cases} \quad (10-3-18)$$

导弹向西射击时, 速度分量 V_y 在被动段开始飞行不长的一段时间内由正值减小到零, 此后 V_y 为负值且绝对值不断增大, 由式 (10-3-18) 第一式可知, \dot{V}_{cx} 在被动段开始的一段时间内由正值逐步减小到零, 此后为负值且绝对值不断增大; 速度分量 V_x 在被动段飞行的绝大部分时间内为正值, 只有在落地前一段不长的时间内才有可能为负值。由式 (10-3-18) 第二式可知, 科氏加速度分量 \dot{V}_{cy} 在被动段飞行的绝大部分时间内为负值, 只有在落点前的一段时间内才有可能为正值。图 10-10 给出了导弹向西射击, 在 $\Omega=0$ 、射程约为 7000 km 时, \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{cy} 随飞行时间变化的曲线。从整个被动段的飞行来看, 导弹向西射击时, 科氏加速度总作用的结果将降低弹道高度、减小射程。

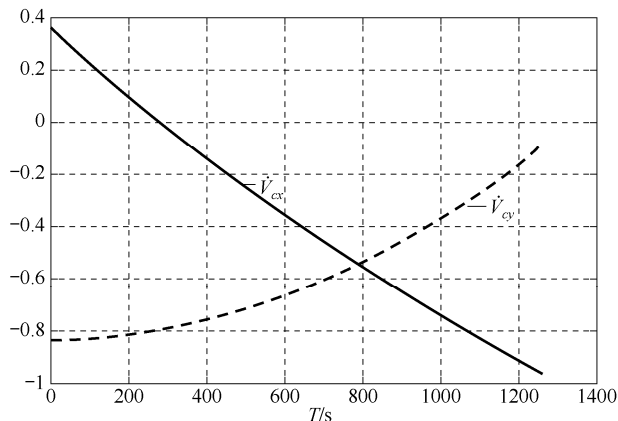


图 10-10 向西射击时 \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{cy} 随飞行时间变化的曲线

2. 牵连加速度引起射程增加或减小的机理分析

导弹向东射击时, $B_0=0^\circ$, $A_0=90^\circ$; 导弹向西射击时, $B_0=0^\circ$, $A_0=270^\circ$, 但无论导弹向东射击还是向西射击, 均有:

$$\begin{cases} a_{11} = \Omega^2 \\ a_{12} = a_{21} = 0 \\ a_{13} = a_{31} = 0 \\ a_{22} = \Omega^2 \\ a_{23} = a_{32} = 0 \\ a_{33} = 0 \end{cases} \quad (10-3-19)$$

$$\begin{cases} \dot{V}_{ex} = \Omega^2 (R_{0x} + x) \\ \dot{V}_{ey} = \Omega^2 (R_{0y} + y) \\ \dot{V}_{ez} = 0 \end{cases} \quad (10-3-20)$$

对于中、远程弹道导弹, 在被动段飞行的整个阶段 $R_{0x} + x$ 、 $R_{0y} + y$ 均为正值, 由式(10-3-20)可知, \dot{V}_{ex} 、 \dot{V}_{ey} 在被动段飞行的整个阶段为正值, 因此, 牵连加速度的作用将使得弹道高度提高, 射程增加。图 10-11 为导弹向东射击, 在 $\Omega=0$ 、射程约为 7000 km 时, \dot{V}_{ex} 、 \dot{V}_{ey} 随飞行时间变化的曲线; 图 10-12 为导弹向西射击, 在 $\Omega=0$ 、射程约为 7000 km 时, \dot{V}_{ex} 、 \dot{V}_{ey} 随飞行时间变化的曲线。

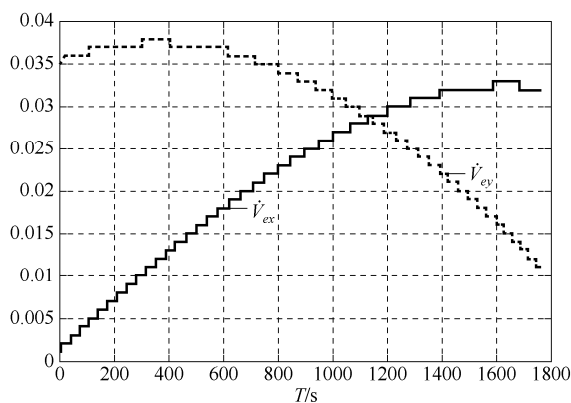


图 10-11 向东射击时 \dot{V}_{ex} 、 \dot{V}_{ey} 随飞行时间变化的曲线

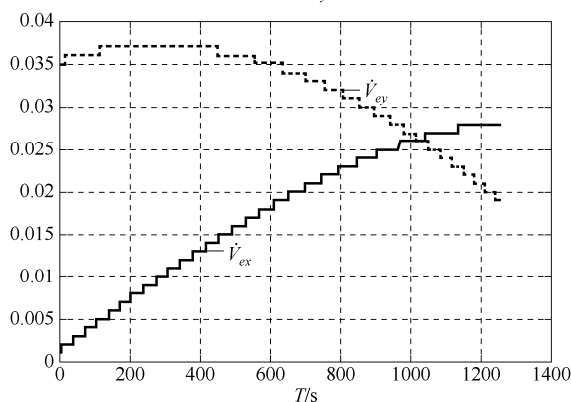


图 10-12 向西射击时 \dot{V}_{ex} 、 \dot{V}_{ey} 随飞行时间变化的曲线

3. 科氏加速度与牵连加速度的综合作用

对中、远程弹道导弹，由式(10-3-16)、式(10-3-18)可估算出科氏加速分量 \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{cy} 绝对值在被动段飞行的绝大部分时间内为 10^{-1} 的数量级，由式(10-3-20)可估算出牵连加速度各分量最大为 10^{-2} 数量级。图10-13为在 $\Omega=0$ 、射程约为7000 km时， \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{ex} 随飞行时间变化的曲线，图10-14为在 $\Omega=0$ 、射程约为7000 km时， \dot{V}_{cy} 、 \dot{V}_{ey} 随飞行时间变化的曲线。理论分析及计算结果表明，科氏加速度比牵连加速度大得多，科氏加速度对导弹被动段运动的影响是主要的，科氏加速度和牵连加速度综合作用的结果使得导弹向东射击时射程增加，向西射击时射程减小。

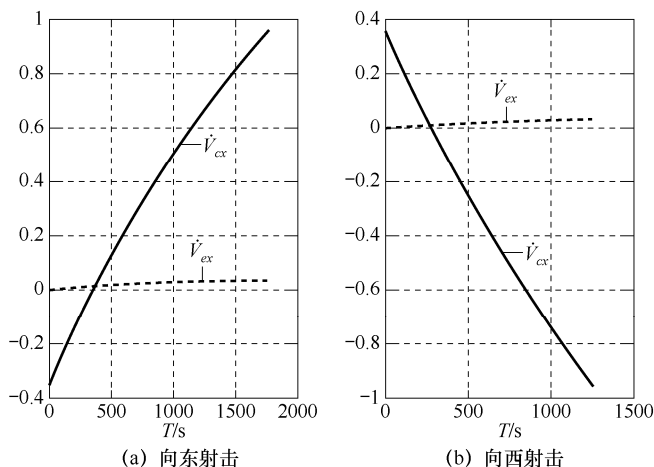


图 10-13 \dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{ex} 随飞行时间变化的曲线

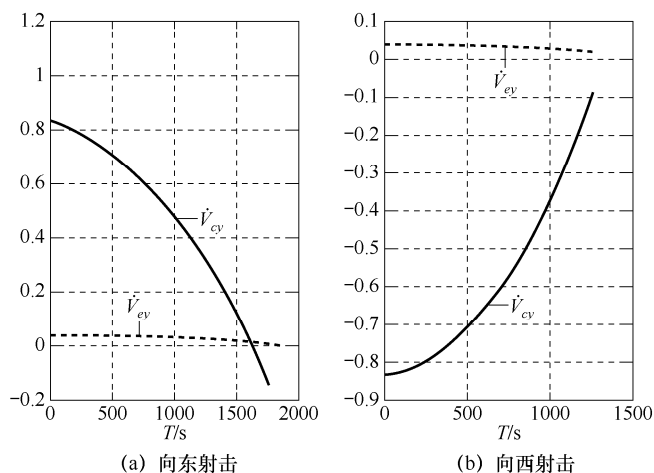


图 10-14 \dot{V}_{cy} 、 \dot{V}_{ey} 随飞行时间变化的曲线

10.3.5 扁率因素对被动段弹道的影响分析

1. 基本假设

为独立分析地球扁率因素对被动段弹道落点的影响，同时又保证一定的计算精度，进

行如下假设:

- 地球为正常椭球体, 长半轴 $a_E=6378140.0$ m, 扁率 $\alpha_E=1/298.257$;
- 不考虑地球的自转, 即自转角速度 $\Omega=0$;
- 忽略再入段空气阻力的影响。

综上所述, 发射坐标系中被动段的标量方程组为

$$\begin{cases} \dot{V}_x = g_x \\ \dot{V}_y = g_y \\ \dot{V}_z = g_z \\ \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \end{cases} \quad (10-3-21)$$

若地球为圆球体, 即扁率 $\alpha_E=0$, 则地球引力的计算式为

$$\begin{aligned} \mathbf{g} &= g_r \mathbf{r}^0 + g_\Omega \boldsymbol{\Omega} \\ g_r &= -\frac{G}{r^2} \\ g_\Omega &= 0 \end{aligned} \quad (10-3-22)$$

此时, 地球引力通过球心, 其在发射坐标系各轴上的分量为

$$\begin{cases} g_x = g_r \frac{x}{r} \\ g_y = g_r \frac{y+R_0}{r} \\ g_z = g_r \frac{z}{r} \end{cases} \quad (10-3-23)$$

式中,

$$r = \sqrt{x^2 + (y+R_0)^2 + z^2} \quad (10-3-24)$$

采用求差法定量计算地球扁率因素对被动段弹道落点的影响, 对同一组发射条件, 将式 (10-2-7)、式 (10-2-8)、式 (10-3-23) 分别代入式 (10-3-21), 采用数值积分迭代法进行计算, 求得落点 c_1 和 c_2 , 按照 10.3.2 节所述的计算方法计算出落点的射程偏差 ΔL 和横向偏差 ΔH 。

2. 扁率因素对落点的动力学影响分析

在考虑地球扁率时, 地球引力为非心引力, 如图 10-15 所示。设 m 为弹道上任一点, 过 m 点子午面, 令 $\overrightarrow{O_E m} = \mathbf{r}$, \mathbf{r} 的单位矢量为 \mathbf{r}^0 , 同时令在此子午面内垂直于 \mathbf{r} 且指向 φ 增加方向的单位矢量为 $\boldsymbol{\varphi}^0$, 根据“引力位对任意方向上的偏导数等于引力在该方向上的分量”的位函数特性, 可得引力加速度在 \mathbf{r}^0 和 $\boldsymbol{\varphi}^0$ 方向上的分量为

$$\begin{cases} \mathbf{g} = g_r \mathbf{r}^0 + g_\varphi \boldsymbol{\varphi}^0 \\ g_r = -\frac{G}{r^2} [1 + J(\frac{a_E}{r})^2 (1 - 3 \sin^2 \varphi)] \\ g_\varphi = -\frac{G}{r^2} J(\frac{a_E}{r})^2 \sin^2 \varphi \end{cases} \quad (10-3-25)$$

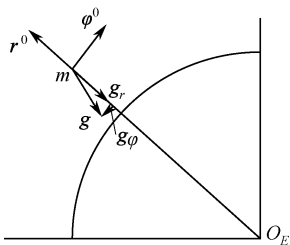


图 10-15 扁率因素作用下引力分解示意图

由式 (10-3-25) 可以看出, 在考虑地球扁率时, 同圆球体地球比较, 引力加速度不仅在 \mathbf{r}^0 方向上有变化, 在 $\boldsymbol{\varphi}^0$ 方向上也有变化, 因此弹道参数在 \mathbf{r}^0 和 $\boldsymbol{\varphi}^0$ 方向上均产生偏差, 参数 J 就是对均质圆球的地球引力加速度做的修正。此外由于地球扁率的存在引起地球几何形状的变化, 同时也会引起导弹落点偏差。在弹道学中, 前者称为动力学影响, 后者称为几何学影响。

在考虑地球扁率时, 式 (10-3-25) 说明了, 不仅 g_r 有变化, 还有一个总是指向赤道的分量 g_φ , 这是由于地球赤道部分隆起, 质量较大引起的。因此, 与圆球体地球仅受引力加速度 $g_r = -\frac{G}{r^2}$ 的作用相比, 地球扁率在一般情况下, 不仅使导弹落点产生射程偏差, 而且还会产生横向偏差。由于地球扁率引起的落点偏差相比于射程很小, 为了简化计算, 通常把射程偏差和横向偏差看成是相互独立的而分别加以考虑, 这种简化是能够保证足够精度的计算结果的。表 10-6、表 10-7 为在前一小节假设下的仿真计算结果。

由式 (10-3-25) 第一式可知, 如果地球为正常椭球体, 由于 J 为 10^{-3} 的小量, 导弹仅在 g_r 作用下 ($g_\varphi = 0$) 的实际弹道将在平面椭圆弹道附近摄动, 但弹道仍为平面弹道, 导弹在该平面内运动时仍遵循动量矩守恒和机械能守恒定律。

表 10-6 发射点位于赤道射程约 4000 km 时扁率因素对落点的动力学影响

发射点坐标/(°)		$A/(^\circ)$	$a_E \neq 0$	$a_E = 0$	$\Delta H/\text{km}$	$\Delta L/\text{km}$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
0.0	70.0	0.0	4068.875	4060.252	0.0	29.125
0.0	70.0	60.0	4060.761	4060.252	-10.141	5.649
0.0	70.0	90.0	4058.06	4060.252	0.0	-2.191
0.0	70.0	120.0	4060.761	4060.252	10.141	5.649
0.0	70.0	180.0	4068.875	4060.252	0.0	29.125
0.0	70.0	240.0	4060.761	4060.252	-10.141	5.649
0.0	70.0	270.0	4058.06	4060.252	0.0	-2.191
0.0	70.0	300.0	4060.761	4060.252	10.141	5.649

表 10-7 发射点位于北半球射程约 4000 km 时扁率因素对落点的动力学影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$a_E \neq 0$	$a_E = 0$	$\Delta H/\text{km}$	$\Delta L/\text{km}$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
30.0	70.0	0.0	4071.567	4060.252	0.0	8.454
30.0	70.0	60.0	4062.263	4060.252	-8.976	-5.778
30.0	70.0	90.0	4057.003	4060.252	-1.612	-8.342
30.0	70.0	120.0	4055.782	4060.252	6.205	0.842
30.0	70.0	180.0	4058.608	4060.252	0.0	21.806
30.0	70.0	240.0	4055.782	4060.252	-6.205	0.842
30.0	70.0	270.0	4057.003	4060.252	1.612	-8.342
30.0	70.0	300.0	4062.263	4060.252	8.976	-5.778

由仿真计算结果表 10-6、表 10-7 可知, 地球扁率不仅使导弹落点产生射程偏差, 而且还会产生横向偏差。当导弹向正北或正南方向射击时, 仅产生射程偏差, 而不会有横向偏差。

3. 扁率因素对落点的几何学影响分析

当地球为正常椭球体时, 地球表面上一点到地心的距离不再是常数, 其大小与地心纬度 φ 有关, 可由下式计算:

$$R = \frac{a_E}{\sqrt{1 + e'^2 \sin^2 \varphi}} \quad (10-3-26)$$

记 R 与将地球当作圆球时半径 R_0 之差 Δh 为

$$\Delta h = R - R_0 \quad (10-3-27)$$

将式 (10-3-26) 代入式 (10-3-27), 得:

$$\Delta h = \frac{a_E}{\sqrt{1 + e'^2 \sin^2 \varphi}} - R_0 \quad (10-3-28)$$

若假设地球为圆球时导弹落点的地心纬度为 φ_c , 实际上在椭球表面上落点的地心距 R 与 R_0 有高度差:

$$\Delta h_c = \frac{a_E}{\sqrt{1 + e'^2 \sin^2 \varphi_c}} - R_0 \quad (10-3-29)$$

显然高度差 Δh_c 将引起落点的射程偏差, 当 Δh_c 为正时, 将使射程减小; 反之, 射程增大。由于高度差 Δh_c 不大, 可将这一段弹道看作直线弹道, 如图 10-16 所示, 则可按下式求出由于几何学影响而引起的射程偏差:

$$\begin{cases} \Delta L' = \Delta h_c \cot \Theta_c \\ \Delta \beta' = \frac{\Delta h_c \cot \Theta_c}{R_0} \end{cases} \quad (10-3-30)$$

式中, Θ_c 为导弹落角。

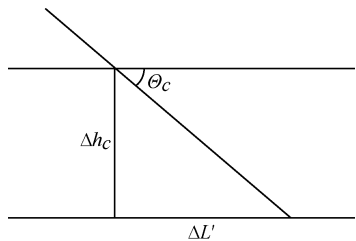


图 10-16 地球扁率对落点的几何学影响示意图

表 10-8、表 10-9 为扁率因素对落点几何学影响的仿真计算结果。

表 10-8 发射点位于赤道射程约 4000 km 时扁率因素对落点的几何学影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$\alpha_E \neq 0$	$\alpha_E = 0$	$\Delta L/\text{km}$	$\Delta \beta/(^{\circ})$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
0.0	70.0	0.0	4068.875	4060.252	0.788	0.007
0.0	70.0	60.0	4060.761	4060.252	-8.487	-0.076
0.0	70.0	90.0	4058.06	4060.252	-11.583	-0.104
0.0	70.0	120.0	4060.761	4060.252	-8.487	-0.076
0.0	70.0	180.0	4068.875	4060.252	0.788	0.007
0.0	70.0	240.0	4060.761	4060.252	-8.487	-0.076
0.0	70.0	270.0	4058.06	4060.252	-11.583	-0.104
0.0	70.0	300.0	4060.761	4060.252	-8.487	-0.076

表 10-9 发射点位于北半球射程约 4000 km 时扁率因素对落点的几何学影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$\alpha_E \neq 0$	$\alpha_E = 0$	$\Delta L/\text{km}$	$\Delta \beta/(^{\circ})$
纬度	经度		L_1/km	L_2/km		
30.0	70.0	0.0	4071.567	4060.252	17.550	0.158
30.0	70.0	60.0	4062.263	4060.252	3.489	0.031
30.0	70.0	90.0	4057.003	4060.252	-6.008	-0.054
30.0	70.0	120.0	4055.782	4060.252	-10.883	-0.098
30.0	70.0	180.0	4058.608	4060.252	-11.091	-0.1
30.0	70.0	240.0	4055.782	4060.252	-10.883	-0.098
30.0	70.0	270.0	4057.003	4060.252	-6.008	-0.054
30.0	70.0	300.0	4062.263	4060.252	3.489	0.031

由仿真计算结果表 10-8、表 10-9 可知，扁率因素对落点射程偏差的影响较小，一般最大十几千米，且没有明显的变化规律。

10.3.6 再入气动阻力因素对再入段弹道的影响分析

在再入段中，再入气动阻力 X 是极大的力，对弹道会有很大的影响。如图 10-17 所示，用 θ 表示再入速度 V 对当地水平线的倾角，若 θ 是常值，则弹道接近直线， θ 变化表示弹道的弯曲。再入射程角 β 主要决定于弹道的弯曲情况即 θ 的规律，而不直接取决于下降的

速度和时间长短。直接使弹道产生弯曲 ($|\Theta|$ 增加) 的因素是引力 g ，如果没有引力作用，导弹将沿直线下降，再入气动阻力 X 再大也只能减慢和延长时间，却不会影响射程。当然，从引力对弹道的弯曲作用上讲，速度大弯曲难，速度小弯曲易，再入气动阻力 X 使 V 减小后会加强引力的弯曲作用，这就是说 X 是影响射程的第二位原因，间接原因，射程越大，再入气动阻力 X 就越大，弹道弯曲越大。再入气动阻力 X 对再入速度 V 即使消减很大，剩下的速度还是很大的，弹道的弯曲再加强也强不到哪里去，何况再入点是比较高的，这种减速只在离地不太高的那一段才显著起来，再入段弹道大部分所受影响并不大，因此再入气动阻力 X 对射程的效应本身应当相当小。

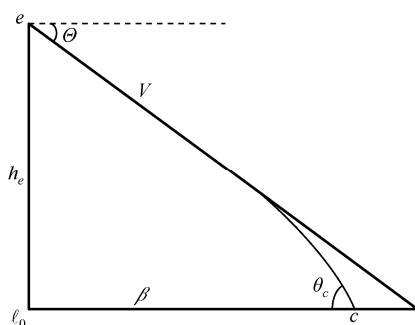


图 10-17 再入气动阻力对射程影响示意图

对于再入气动阻力对弹道落点的影响，进行如下假设：

- 地球为圆球体，即扁率 $\alpha_E = 0$ ；
- 不考虑地球的自转，即自转角速度 $\Omega = 0$ 。

表 10-10 为在上述假设下，再入气动阻力对弹道影响的仿真计算结果。

表 10-10 射程约 4000 km 时再入气动阻力对弹道的影响

发射点坐标/(°)		$A/(^{\circ})$	$X=0$		$X \neq 0$		$\Delta L/m$	$\Delta T/s$
纬度	经度		L_{0c}/km	T_{0c}/s	L'_{0c}/km	T'_{0c}/s		
0.0	70.0	0.0	4060.252	1134.933	4060.06	1137.591	-191.392	2.658
0.0	70.0	60.0	4060.252	1134.933	4060.06	1137.591	-191.392	2.658
0.0	70.0	90.0	4060.252	1134.933	4060.06	1137.591	-191.392	2.658
30.0	70.0	0.0	4060.252	1134.933	4060.06	1137.591	-191.392	2.658
30.0	70.0	60.0	4060.252	1134.933	4060.06	1137.591	-191.392	2.658
30.0	70.0	90.0	4060.252	1134.933	4060.06	1137.591	-191.392	2.658

从仿真计算结果表 10-10 可知，再入气动阻力对射程的影响在百米量级，使得射程减小；对飞行时间的影响在秒级，且使得飞行时间增加。

10.4 弹道计算

弹道导弹的弹道运动微分方程组为变系数非线性常微分方程组，通常采用数值积分法

求其数值解, 由于方程组中未知变量较多, 且方程组中的许多系数值以数表或图线等形式给出, 计算过程中还有大量的非线性函数生成和单(多)变量函数插值, 采用数值积分法求解速度较慢。对于潜地弹道导弹, 其发射过程是在运动状态下完成的, 弹道和诸元计算时间间隔将使得实际发射点偏离计算发射点, 这种偏差可达数十公里, 将严重影响导弹落点精度, 因此要求弹道和诸元计算具有快速性(实时性), 以满足精度要求。针对弹道分段的特点, 采用不同的计算方法, 可以得出具有较高计算精度的弹道快速计算模型, 同时采用人工智能计算技术, 推求出全弹道落点参数的快速计算模型, 由于全弹道落点参数快速计算模型避免了弹道分段计算的累积误差及多个计算过程, 具有较高的计算精度和更快的计算速度。

10.4.1 弹道数值积分

弹道运动微分方程组是变系数非线性常微分方程组, 通常只能用数值积分方法求其数值解, 无法求出严格的解析解。常微分方程组的数值积分方法很多, 在弹道计算这一具体的工程应用中, 通常采用的数值计算方法是 Runge-Kutta 方法、Adams 预报校正方法等^[1,2,7]。

(1) Runge-Kutta 方法。

若给定的一阶常微分方程组的初值问题为

$$\begin{cases} y_1' = f_1(t, y_1, y_2, \dots, y_m) & y_1(t_0) = y_{10} \\ y_2' = f_2(t, y_1, y_2, \dots, y_m) & y_2(t_0) = y_{20} \\ \vdots & \\ y_m' = f_m(t, y_1, y_2, \dots, y_m) & y_m(t_0) = y_{m0} \end{cases} \quad (10-4-1)$$

则解此初始问题的四阶 Runge-Kutta 计算式为

$$\begin{cases} y_{i,j+1} = y_{i,j} + \frac{h}{6}(K_{i1} + 2K_{i2} + 2K_{i3} + K_{i4}) \\ K_{i1} = f_i(t_j, y_{1j}, y_{2j}, \dots, y_{mj}) \\ K_{i2} = f_i(t_j + \frac{h}{2}, y_{1j} + \frac{hK_{i1}}{2}, \dots, y_{mj} + \frac{hK_{i1}}{2}) \\ K_{i3} = f_i(t_j + \frac{h}{2}, y_{1j} + \frac{hK_{i2}}{2}, \dots, y_{mj} + \frac{hK_{i2}}{2}) \\ K_{i4} = f_i(t_j + h, y_{1j} + hK_{i3}, \dots, y_{mj} + hK_{i3}) \end{cases} \quad (10-4-2)$$

h 为积分步长, $i=1, 2, \dots, m$ 。

(2) Adams 预报校正法。

若给定一阶常微分方程组的初值问题为

$$\begin{cases} y_1' = f_1(t, y_1, y_2, \dots, y_m) & y_1(t_0) = y_{10} \\ y_2' = f_2(t, y_1, y_2, \dots, y_m) & y_2(t_0) = y_{20} \\ \vdots & \\ y_m' = f_m(t, y_1, y_2, \dots, y_m) & y_m(t_0) = y_{m0} \end{cases} \quad (10-4-3)$$

Adams 预报校正公式为

$$\begin{cases} \bar{y}_{i,j+1} = y_{i,j} + \frac{h}{24}(55f_{ij} - 59f_{ij-1} + 37f_{ij-2} - 9f_{ij-3}) \\ y_{i,j+1} = y_{i,j} + \frac{h}{24}(9\bar{f}_{i,j+1} + 19f_{ij} - 5f_{ij-1} + f_{ij-2}) \end{cases} \quad (10-4-4)$$

10.4.2 主动段弹道快速计算

在射击诸元的计算过程中, 计算量最大的是反复计算主动段弹道方程。主动段弹道微分方程组较为复杂, 方程组中大量的参数是没有解析表达式的, 需要通过查表、插值等方法获得。主动段运动微分方程组的计算, 通常是直接对弹道方程进行数值积分计算, 常用的数值积分法有 Runge-Kutta 方法、Adams 预报校正方法等, 但无论采用哪一种解法, 计算主动段终点参数都要耗费大量的计算时间, 其结果就是导致射击诸元计算时间太长, 从而直接影响了导弹的实时发射, 无法满足诸元准备快速性的要求, 正是由于这个原因, 必须研究主动段终点弹道参数的快速计算方法。

广义延拓逼近法^[9,10]是一种集插值和拟合的高精度逼近算法, 将其应用于主动段弹道参数的逼近计算, 可获得高精度计算模型, 下面简述其主要实现过程。

1. 基函数的选取

通过对主动段终点弹道参数变化规律及对其有较大影响因素的定性分析并结合必要的仿真计算, 可确定出用于主动段终点弹道参数广义延拓逼近的基函数集合 $\{g_i(B, A)\}$ 。

2. 发射区域的划分

由于地球模型为旋转椭球体, 因此将主动段弹道计算的发射区域 Ω 按纬度进行分块划分, 得 n 个互不重叠的子区域 $\Omega_i (i=1, 2, \dots, n)$, 有:

$$\Omega = \Omega_1 \cup \Omega_2 \cup \dots \cup \Omega_n \quad (10-4-5)$$

对第 p 个子区域 Ω_p , 将发射条件按纬度和射向进行划分, 示意图如图 10-18 所示, 其他子区域仿照第 p 个子区域划分。

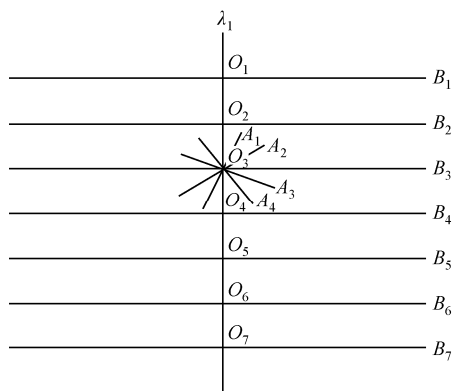


图 10-18 发射子区域划分示意图

设子区域 Ω_p 的纬度范围为 $[B_{\min}^p, B_{\max}^p]$, 将纬度均匀划分为 B_1, B_2, \dots, B_m , 纬度和经度的

交点为 O_1, O_2, \dots, O_m , 对于每一个交点, 将射向均匀划分为 A_1, A_2, \dots, A_k , 为得出较高精度的计算模型, 纬度和射向的划分要适当密集一些, 如纬度间隔为 1° , 射向间隔为 0.5° 。

3. 数据生成

以上一小节的划分为基础, 通过主动段弹道计算, 生成主动段弹道终点参数 $x_K, y_K, z_K, V_{xK}, V_{yK}, V_{zK}$, 则最终得到离散数据:

$$\begin{cases} \{x_{Kij} \mid x_{Kij} = f_x(B_i, A_j), (B_i, A_j) \in \Omega_p, i=1, 2, \dots, m, j=1, 2, \dots, k\} \\ \{y_{Kij} \mid y_{Kij} = f_y(B_i, A_j), (B_i, A_j) \in \Omega_p, i=1, 2, \dots, m, j=1, 2, \dots, k\} \\ \{z_{Kij} \mid z_{Kij} = f_z(B_i, A_j), (B_i, A_j) \in \Omega_p, i=1, 2, \dots, m, j=1, 2, \dots, k\} \\ \{V_{xKij} \mid V_{xKij} = f_{V_x}(B_i, A_j), (B_i, A_j) \in \Omega_p, i=1, 2, \dots, m, j=1, 2, \dots, k\} \\ \{V_{yKij} \mid V_{yKij} = f_{V_y}(B_i, A_j), (B_i, A_j) \in \Omega_p, i=1, 2, \dots, m, j=1, 2, \dots, k\} \\ \{V_{zKij} \mid V_{zKij} = f_{V_z}(B_i, A_j), (B_i, A_j) \in \Omega_p, i=1, 2, \dots, m, j=1, 2, \dots, k\} \end{cases} \quad (10-4-6)$$

将上述用于广义延拓逼近的数据分为两部分: 一部分用于插值, 另一部分用于拟合。

4. 算法实现

以主动段终点参数 x_K 为例, 描述广义延拓逼近算法的实现过程。

插值基函数为

$$\{g_l(B, A)\} \quad (10-4-7)$$

插值节点为

$$\{(x_{kij}, B_i, A_j), i=3n-1, j=3n-1, i \leq m, j \leq k, n=1, 2, \dots\} \quad (10-4-8)$$

剩余节点为拟合节点为

$$\{(x_{kij}, B_i, A_j), i \neq 3n-1, j \neq 3n-1, i \leq m, j \leq k, n=1, 2, \dots\} \quad (10-4-9)$$

则关于主动段终点参数 x_K 的广义延拓逼近模型为

$$\begin{cases} \min I(a_1, a_2, \dots, a_t) = \sum_{i \neq 3n-1} \sum_{j \neq 3n-1} (\sum_{l=1}^t a_l g_l(B_i, A_j) - x_{kij})^2 & n=1, 2, \dots \\ s.t. \sum_{l=1}^t a_l g_l(B_i, A_j) - x_{kij} & i=3n-1, j=3n-1, n=1, 2, \dots \end{cases} \quad (10-4-10)$$

上式中, a_1, a_2, \dots, a_t 为待定系数。

5. 仿真计算

仿真计算结果如表 10-11、表 10-12 所示, 每组计算结果分为三行, 第一行为广义延拓逼近算法计算结果, 第二行为数值积分计算结果, 第三行为计算误差。计算结果表明: 对于不同的射程、射向, 广义延拓逼近算法计算主动段终点弹道参数造成的落点偏差可以控制在 10 m 以内, 计算时间为秒级, 完全满足潜地弹道导弹射击诸元计算对时间精度的要求。

表 10-11 主动段终点位置参数计算结果

序号	$B_0/(^{\circ})$	$A_0/(^{\circ})$	x_K/m	y_K/m	z_K/m
1	70.000	0.000	259689.1039	253897.5641	1837.5870
			259689.1280	253897.6010	1837.5870
			-0.0241	-0.0369	0.0000
2	50.000	60.000	257630.9213	255985.2979	1322.5989
			257630.8990	255985.2440	1322.5990
			0.0223	0.0539	-0.0001
3	30.000	90.000	256496.6549	257277.1814	1649.6258
			256496.6390	257277.1390	1649.6260
			0.0159	0.0424	-0.0002
4	0.000	165.000	258814.9717	255450.1157	3636.1720
			258815.0110	255450.1780	3636.1730
			-0.0393	-0.0623	-0.0010
5	-10.000	210.000	261631.2600	252920.3102	2613.2571
			261631.3020	252920.3970	2613.2590
			-0.0420	-0.0868	-0.0019

表 10-12 主动段终点速度参数计算结果

序号	$B_0/(^{\circ})$	$A_0/(^{\circ})$	x_K/m	y_K/m	z_K/m
1	70.000	0.000	5929.553272	2366.438167	69.514871
			5929.553452	2366.438477	69.514871
			-0.000180	-0.000310	0.000000
2	50.000	60.000	5897.285953	2422.262119	53.800027
			5897.285776	2422.261700	53.800027
			0.000177	0.000419	0.000000
3	30.000	90.000	5879.309703	2454.711995	47.401267
			5879.309625	2454.711746	47.401267
			0.000078	0.000249	0.000000
4	0.000	165.000	5915.548618	2398.833638	56.709383
			5915.548880	2398.834102	56.709397
			-0.000262	-0.000464	-0.000014
5	-10.000	210.000	5959.322743	2326.721290	32.849246
			5959.323017	2326.721896	32.849269
			-0.000274	-0.000606	-0.000023

10.4.3 自由段弹道解析计算

由于地球圆球体与正常椭球体的不吻合，即地球扁率的存在，使得椭圆弹道理论的解析计算结果存在一定的误差，因此在正常椭球体地球模型下的自由段弹道计算通常采用数值积分法。由于地球扁率为小量，经分析发现，通过合理的近似处理，可以推导出满足精度要求的近似解析计算模型。

1. 几种效应的分离处理

自由段弹道在引力场主要部分 G/r^2 作用下，产生椭圆弹道的基础上，另外对弹道有影响的效应为：

- 地球自转效应（简称 Ω 效应）；
- 扁率摄动效应（简称 J 效应）；

其中， Ω 效应对落点影响最大， J 效应次之。

将自由段弹道方程变换到绝对坐标系，则与 Ω 有关的项便会消失，即在此坐标系中，可以不再考虑地球旋转的影响。

两种效应的分离处理： Ω 效应的处理是在获得绝对坐标系落点和飞行时间后，可以由地球自转角速度计算出经度差； J 效应的处理则是求出扁率摄动微分方程满足精度要求的近似解析表达式。

自由段弹道解析计算的核心问题是扁率摄动的处理，即 J 效应的处理，将在下面给予详细介绍。

2. 主要计算过程

（1）起始点位置、速度等弹道参数坐标变换。

将主动段终点弹道参数从发射坐标系变换成绝对坐标系。绝对坐标系取原点位于主动段终点，其中一轴通过地心的绝对北东坐标系。

（2）椭圆弹道计算。

利用非齐次线性微分方程解的可加性，椭圆弹道解可作为自由段弹道解的初级近似，同时用于简化扁率摄动方程。

（3）扁率摄动计算。

求引力场除 G/r^2 项以外剩余项产生的微分方程解的表达式。方程中非齐次项用椭圆弹道相应值近似替换。摄动方程的解给出任意射程角对应的弹道地心向径摄动量、侧向偏差摄动量和飞行时间摄动量。

（4）终点的计算。

扁率摄动量修正椭圆弹道，计算出终点。

3. 扁率摄动方程及解析计算

（1）扁率摄动方程。

采用非正交分解法对扁率因素所引起的非向心引力进行分解，结合几何关系运算及变

量替换等, 建立出关于地心向径摄动量、侧向偏差摄动量、飞行时间摄动量的摄动方程:

$$\begin{cases} \zeta_1'' + \zeta_1 = 2J_1 \frac{r_H^2}{r_1 P} \sin \varphi_1 \\ \delta\eta'' + \delta\eta = \frac{1}{P} J a_E^2 \frac{1}{r_1^2} (1 - 5 \sin^2 \varphi_1 + 3 \frac{1}{P} \zeta_1 \sin \varphi_1) \\ \delta t' = -\frac{2}{h} r_1^3 \delta\eta \end{cases} \quad (10-4-11)$$

(2) 摄动方程的近似解析解。

在深入分析摄动方程中相关参数对弹道精度影响的基础上, 进行必要的简化处理, 可以将摄动方程转化为简谐振动方程形式, 根据简谐振动的解算方法, 得出摄动方程的近似解析解。

① ζ_1 的近似解析解:

$$\zeta_1 = J_1 \frac{r_H}{P} \theta [S_k \beta \sin \beta + C_k (\sin \beta - \beta \cos \beta)] \quad (10-4-12)$$

式 (10-4-12) 中,

$$\begin{cases} \frac{r_H}{r_1} \theta = \text{const} \\ S_k = \sin \varphi_k \\ C_k = \cos \varphi_k \cos \alpha_k \end{cases}$$

② $\delta\eta$ 的近似解析解。

利用简谐振动解的特性, 可得 $\delta\eta$ 的近似解析解为

$$\delta\eta = \frac{1}{P} [F_{\delta\eta_1}(\beta) + F_{\delta\eta_2}(\beta)] \quad (10-4-13)$$

$$\begin{aligned} F_{\delta\eta_1}(\beta) = & (1 + \cos \beta) + 3(1 - \frac{1}{6} \cos 2\beta) S_k^2 + \\ & \frac{5}{2} (\frac{2}{3} \sin \beta + \frac{1}{3} \sin 2\beta) S_k C_k + \\ & 5(\frac{1}{2} + \frac{1}{6} \sin \beta \cos 2\beta) C_k^2 \end{aligned} \quad (10-4-14)$$

$$\begin{aligned} F_{\delta\eta_2}(\beta) = & (\frac{2}{3} \cos \beta - \frac{1}{2} \sin 2\beta) S_k^2 + \\ & 2(\frac{4}{3} \sin \beta + \frac{1}{2} \cos 2\beta) S_k C_k + \\ & (\frac{3}{2} + \frac{8}{3} \cos \beta + \frac{1}{2} \sin 2\beta) C_k^2 \end{aligned} \quad (10-4-15)$$

③ δt 的近似解析解。

δt 的近似解析解为

$$\delta t = -2 \frac{r_H^3}{P h} [F_{\delta t_1}(\beta) + F_{\delta t_2}(\beta)] \quad (10-4-16)$$

$$F_{\delta r_1}(\beta) = (\beta - \sin \beta) S_k^2 + 4\left(-\frac{1}{2}\beta + \frac{1}{11}\sin 2\beta\right) S_k C_k + 7\left(\frac{2}{3}\sin \beta - \frac{1}{12}\sin 2\beta\right) C_k^2 \quad (10-4-17)$$

$$F_{\delta r_2}(\beta) = \left(\frac{2}{3}\sin \beta - \frac{11}{24}\sin 2\beta\right) S_k^2 + \left(\frac{7}{6} - \frac{4}{3}\cos \beta + \frac{7}{12}\cos 2\beta\right) S_k C_k + \left(\frac{3}{2}\beta - \frac{17}{24}\sin 2\beta - \frac{1}{4}\beta \cos 2\beta\right) C_k^2 \quad (10-4-18)$$

4. 仿真计算

以某型潜地弹道导弹为仿真对象, 取发射点地理纬度 30° , 地理经度 70° , 固定主动段终点绝对参数: 位置 $x_k=165710.792 \text{ m}$, $y_k=285615.339 \text{ m}$, $z_k=70908.546 \text{ m}$, 速度 $V_{xk}=4830.726002 \text{ m/s}$, $V_{yk}=2293.854074 \text{ m/s}$, $V_{zk}=395.006105 \text{ m/s}$, 以再入点高度 70 km 为终端条件, 让发射方位角在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 之间均匀变化, 弹道射程范围为 $3933.2 \text{ km} \sim 4898.93 \text{ km}$ 。图 10-19~图 10-22 分别给出了与数值积分计算相比较, 不同发射方位下的自由段射程偏差、自由段飞行时间偏差、再入点速度偏差和再入点弹道倾角偏差曲线图。

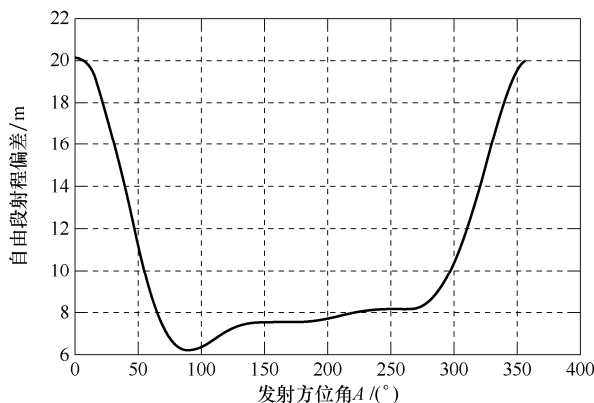


图 10-19 不同发射方位下自由段射程偏差曲线

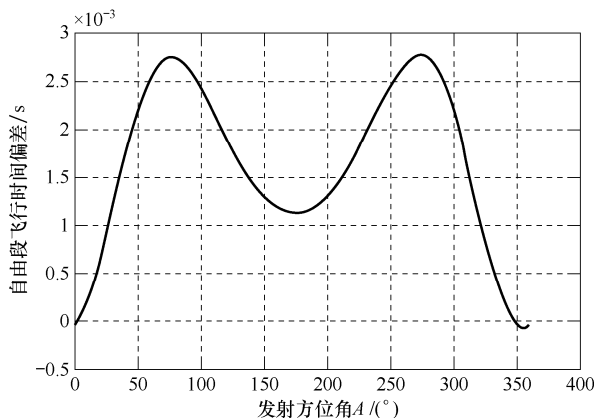


图 10-20 不同发射方位下自由段飞行时间偏差曲线

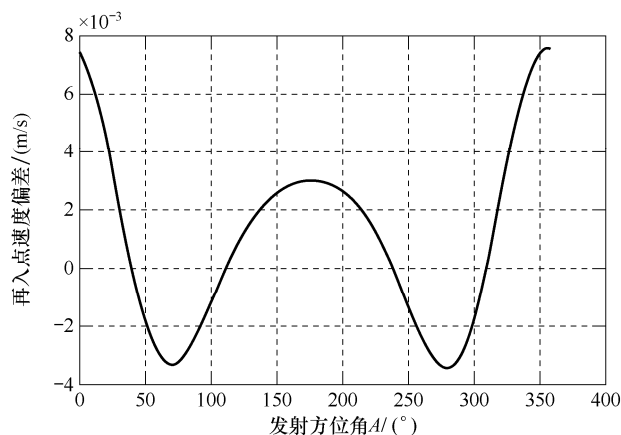


图 10-21 不同发射方位下再入点速度偏差曲线

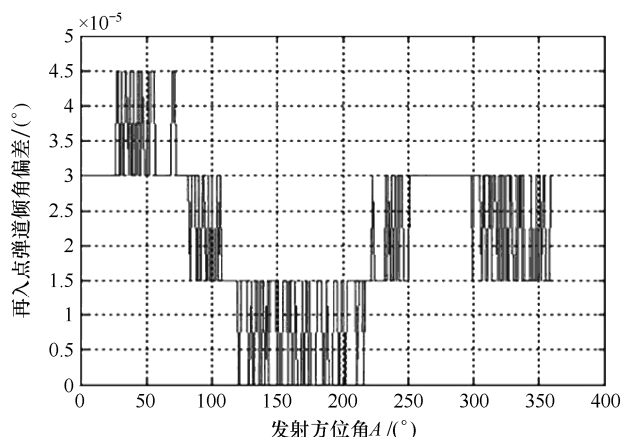


图 10-22 不同发射方位下再入点弹道倾角曲线

由仿真计算结果可知：

在计算初值相同的条件下，地球扁率对自由段弹道影响的快速修正计算方法具有很高的计算精度，射程偏差在 10 m 量级，飞行时间偏差在 10^{-3} s 量级，再入点速度偏差在 10^{-3} m/s，再入点弹道倾角偏差在 10^{-5} 量级，能够很好地满足精度要求；

经统计，同数值积分计算方法相比较，地球扁率对自由段弹道影响的快速修正计算方法的计算量为数值积分迭代法的 0.06% 左右，且快速修正算法的计算时间相对稳定，不会随导弹的射程有较大的变化，能够很好地满足快速计算的要求。

10.4.4 再入段弹道解析计算

对于非机动飞行的再入惯性弹头，再入飞行过程中主要受气动阻力、地球自转及扁率因素的影响，其中起主要作用的是气动阻力，地球自转因素次之，扁率的影响可以忽略不计。目前，利用数值积分法解整套的再入弹道方程组就可以求得具有一定精确度的再入弹道参数，然而，对于总体分析和射击诸元快速计算而言，可以使用较快速的方法得到精度相当好的再入弹道参数的解析解。

1. 标准大气密度的分层计算模型

标准大气（1976 美国）将几何高度 86 km 以下的大气密度按位势高度分为了 7 层。第二、五层大气密度的表达式为

$$\rho = \rho_0 \rho' e^{(a+bZ)\eta} \quad (10-4-19)$$

第一、三、四、六、七层大气密度的表达式为

$$\rho = \rho_0 \rho' (a+bZ)^\eta \quad (10-4-20)$$

在式 (10-4-19)、式 (10-4-20) 中, a 、 b 、 ρ' 、 η 的值为常数, 如表 10-13 所示; ρ_0 、 ρ 分别为海平面标准大气密度和任一高度大气密度; Z 为位势, 与几何高度 h 的关系为: $Z = R_0 h / (R_0 + h)$, R_0 为地球平均半径。

表 10-13 标准大气密度分层计算模型常数表

层号	几何高度/km	a	b	ρ'	η
1	0~11.0191	1.0	-2.25577×10^{-2}	1.0	4.2559
2	11.0191~20.0631	1.734573	-1.576889×10^{-1}	2.970746×10^{-1}	1.0
3	20.0631~32.1619	0.907685	4.615739×10^{-3}	7.186396×10^{-2}	-35.1632
4	32.1619~47.3501	0.608135	1.224597×10^{-2}	1.079583×10^{-2}	-13.2011
5	47.3501~51.4125	5.932646	-1.262265×10^{-1}	1.165269×10^{-3}	1.0
6	51.4125~71.8020	1.527619	-1.034546×10^{-2}	7.033456×10^{-4}	11.2011
7	71.8020~86.0	1.661542	-9.317493×10^{-3}	5.241602×10^{-5}	16.0016

2. 弹头再入运动方程

对于非机动飞行的惯性弹头, 其飞行及环境具有下述特殊性:

- 无发动机推力作用;
- 零攻角再入飞行;
- 弹头再入时其当地弹道倾角 $|\Theta|$ 较大, 弹头在整个再入飞行过程中 $|\Theta|$ 的变化非常微小;
- 弹头再入过程中其纵轴几乎始终处于再入点速度矢量 \mathbf{v}_e 与地心矢径 \mathbf{r}_e 所共同决定的平面内;
- 可认为地球为圆球, 即地球引力场为一有心力场。

综上几点所述, 在再入点所确定的轨迹坐标系中建立弹头再入运动方程:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = -\frac{C_x S_m \rho}{2m} V^2 - g \sin \Theta \\ \frac{d\Theta}{dt} = \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \Theta + \omega \cos B_0 \cos A_0 \\ \frac{dr}{dt} = \frac{dh}{dt} = V \sin \Theta \\ \frac{dL}{dt} = R_0 \frac{V}{r} \cos \Theta \\ V(0) = V_e \\ \Theta(0) = \Theta_e \\ r(0) = R_0 + h_e \\ L(0) = 0 \end{array} \right. \quad (10-4-21)$$

式 (10-4-21) 中, V 为任一飞行高度时弹头的速度; Θ 为任一飞行高度时弹头的当地弹道倾角; r 为任一飞行高度时弹头的地心距; L 分别为任一飞行高度时弹头的再入射程; m 为弹头质量; C_x 为弹头气动阻力系数; S_m 为弹头最大截面积; g 为地球引力; h 为弹头距地面高度; ω 为地球自转角速度; B_0 为导弹发射点纬度; A_0 为导弹发射点射向; V_e 为弹头在再入点的速度; Θ_e 为弹头在再入点的当地弹道倾角; r_e 为弹头在再入点的地心距; h_e 为弹头在再入点的地面高度。

3. 气动阻力系数的分层解析建模

通过对气动阻力系数与弹头飞行马赫数、飞行高度关系的分析, 气动阻力系数可分别解析表示为速度的函数、速度与高度的函数分为如下两种形式^[11-13]:

第一种形式, 气动阻力系数为速度的函数:

$$C_x = C_{x1} \cdot V^{n_1} \quad (10-4-22)$$

式中, C_{x1} 、 n_1 为拟合计算系数, 对于某一特定弹头为常数。

第二种形式, 气动阻力系数为速度和高度的函数:

$$C_x = C_{x2} \cdot V^{n_2} \cdot e^{-\alpha h} \quad (10-4-23)$$

式中, C_{x2} 、 n_2 、 α 为拟合计算系数, 对于某一特定的弹头为常数。

式 (10-4-22) 用于弹头处于第一、三、四、六、七层时再入参数的计算; 式 (10-4-23) 用于弹头处于第二、五层时再入参数的计算。

4. 再入参数的解析计算^[11-13]

(1) 不计地球引力的影响。

再入段地球引力对弹头运动的影响较小, 可以忽略不计; 当地弹道倾角 Θ 的变化也不大, 可以视为常数。则弹头再入运动方程组 (10-4-21) 可以表示为

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -\frac{C_x S_m \rho}{2m} V^2 \\ \frac{dr}{dt} = \frac{dh}{dt} = V \sin \Theta_e \\ \frac{dL}{dt} = R_0 \frac{V}{r} \cos \Theta_e \\ V(0) = V_e \\ r(0) = R_0 + h_e \\ L(0) = 0 \end{cases} \quad (10-4-24)$$

① 弹头处于第一、三、四、六、七层。经推导, 可得弹头所在层任一位势高度时的再入速度:

$$V = \left\{ V_0^{-n_1} + \frac{\mu_1}{b\eta_1} [\rho(a+bZ) - \rho'_0(a+bZ_0)] \right\}^{-\frac{1}{n_1}} \quad (10-4-25)$$

式中,

$$\begin{cases} \mu_1 = \frac{n_1 B_1}{\sin \Theta_e} \\ \eta_1 = \eta + 1 \\ \rho'_0 = \rho_0 \rho'(a + bZ_0)^\eta \\ B_1 = \frac{C_{x1} S_m}{2m} \end{cases}$$

Z_0 、 ρ'_0 、 V_0 分别为弹头所在层初始位势高度、大气密度和速度。

弹头所在层任一位势高度时的再入加速度为

$$\dot{V} = -B_1 \rho_0 \rho'(a + bZ)^\eta \{V_0^{-n_1} + \frac{\mu_1}{b\eta_1} [\rho(a + bZ) - \rho'_0(a + bZ_0)]\}^{-\frac{n_1+2}{n_1}} \quad (10-4-26)$$

弹头所在层任一位势高度时的飞行时间为

$$\begin{aligned} t = t_0 + \frac{1}{b \sin \Theta_e} p_1^{\frac{1}{n_1}} \{b(Z - Z_0) + \\ \sum_{k=1}^N \frac{1}{k\eta_1 + 1} \left(\frac{1}{n_1 p_1} \right)^k [(a + bZ)^{(k\eta_1+1)} - (a + bZ_0)^{(k\eta_1+1)}] \prod_{j=1}^k \frac{1}{j} [1 - (j-1)n_1] \} \end{aligned} \quad (10-4-27)$$

上式中,

$$\begin{cases} p_1 = V_0^{-n_1} - \frac{\mu_1}{b\eta_1} \rho'_0(a + bZ_0) \\ q_1 = \frac{\mu_1 \rho_0 \rho'}{b\eta_1} \end{cases}$$

t_0 为弹头所在层起始高度 Z_0 处的再入飞行时间; N 为正整数, 可根据计算精度的要求选取适当值。

任一位势高度为 Z 时的再入射程为

$$L = L_0 + R_0 \cot \Theta_e \ln \left(\frac{R_0 + Z}{R_0 + Z_0} \right) \quad (10-4-28)$$

L_0 为弹头所在大气层起始高度 Z_0 处的再入射程。

② 弹头处于第二、五层。经推导, 弹头所在层任一位势高度时的再入速度、加速度、飞行时间及射程为

$$V = [V_0^{-n_2} + \frac{\mu_2}{b'} (\rho - \rho'_0)]^{-\frac{1}{n_2}} \quad (10-4-29)$$

$$\dot{V} = -B_2 \rho_0 \rho' e^{(a+b'Z)} [V_0^{-n_2} + \frac{\mu_2}{b'} (\rho - \rho'_0)]^{-\frac{n_2+2}{n_2}} \quad (10-4-30)$$

$$\begin{aligned} t = t_0 + \frac{1}{b' \sin \Theta_e} p_1^{\frac{1}{n_2}} \{b'(Z - Z_0) + \\ \sum_{k=1}^N \frac{1}{k} \left(\frac{q_2}{np_2} \right)^k [(e^{kb'Z} - e^{kb'Z_0}) \prod_{j=1}^k \frac{1}{j} [1 - (j-1)n_2]] \} \end{aligned} \quad (10-4-31)$$

$$L = L_0 + R_0 \cot \Theta_e \ln \left(\frac{R_0 + Z}{R_0 + Z_0} \right) \quad (10-4-32)$$

式中,

$$\begin{cases} \mu_2 = \frac{n_2 B_2}{\sin \Theta_e} \\ \rho'_0 = \rho_0 \rho' e^{(a+b'Z_0)} \\ P_2 = V_0^{-n} - \frac{\mu_2}{b'} \rho'_0 \\ q_2 = \frac{\mu_2}{b'} \rho'_0 \rho' e^a \\ B_1 = \frac{C_{x2} S_m}{2m} \end{cases}$$

Z_0 、 ρ'_0 、 V_0 分别为所在层初始位势高度、大气密度和速度; t_0 为弹头所在大气层起始高度 Z_0 处的再入飞行时间; L_0 为弹头所在大气层起始高度 Z_0 处的再入射程; N 为正整数, 可根据计算精度的要求选取适当值。

(2) 地球引力的影响。

再入段的飞行高度与地球平均半径相比很小, 再入飞行过程中地球引力加速度 g 的变化不大, 通常取为地面的引力加速度值, 即 $g = g_0$ 。为提高计算精度, 结合大气密度的分层计算, 将引力加速度按大气密度的分层高度分层取常值, 见表 10-14。

表 10-14 引力加速度 g 分层计算常数表

层号	几何高度/km	$g/(\text{m/s}^2)$
1	0~11.0191	9.788175
2	11.0191~20.0631	9.75745
3	20.0631~32.1619	9.7239
4	32.1619~47.3501	9.6844
5	47.3501~51.4125	9.6602
6	51.4125~71.8082	9.5882
7	71.8082~86.0	9.5674

由式 (10-4-21) 和式 (10-4-24) 的第一式, 可得:

$$dV = \left[-\frac{C_x S_m \rho}{2m \sin \Theta_e} V - \frac{g_0}{V} \right] dZ \quad (10-4-33)$$

假定气动阻力与地球引力产生的速度分别为 V_1 和 V_2 , 则上式可写为

$$dV = dV_1 + dV_2 \quad (10-4-34)$$

$$dV_1 = -\frac{C_x S_m \rho}{2m \sin \Theta_e} V dZ \quad (10-4-35)$$

$$dV_2 = -\frac{g_0}{V} dZ \quad (10-4-36)$$

故考虑地球引力影响时弹头的再入速度为

$$V = \int_0^t dV_1 + \int_0^t dV_2 \quad (10-4-37)$$

近似认为地球引力产生的速度只是对于占主导地位的再入气动阻力所产生速度变化的一种补偿, 则有 $V = V_1$ 。

地球引力的补偿为

$$V_2 = \int_0^t dV_2 = -g_0 \sin \Theta_e (t - t_0) \quad (10-4-38)$$

得弹头任一位置高度时的再入速度:

$$V = \left\{ V_0^{-n_1} + \frac{\mu_1}{b\eta_1} [\rho'_0(a + bZ_0)] \right\}^{\frac{1}{n_1}} - g_0 \sin \Theta_e (t - t_0) \quad \rho = \rho_0 c(a + bZ)^\eta \quad (10-4-39)$$

$$V = \left[V_0^{-n_2} + \frac{\mu_2}{b'} (\rho - \rho') \right]^{\frac{1}{n_2}} - g_0 \sin \Theta_e (t - t_0) \quad \rho = \rho_0 c e(a + bZ)$$

将式 (10-4-39) 代入式 (11-4-24) 的第一式, 即可得到对应的加速度。

(3) 弹道倾角的分层计算。

在上述计算中, 均认为 $\Theta = \Theta_e$ 为常数, 实际上, 由于地球引力及自转的作用, 随着弹头飞行时间的增加, $|\Theta|$ 会逐渐增大。在整个再入段将 Θ 看成常数, 必然引起计算误差的增大。因此, 为了减小计算误差, 按大气密度分层高度将 Θ 分层计算。

由式 (10-4-21) 的第二式可得:

$$\dot{\Theta} = \left(\frac{V}{r} - \frac{g_0}{V} \right) \cos \Theta + \omega \cos B_0 \cos A_0 \quad (10-4-40)$$

假定 $\dot{\Theta} = \dot{\Theta}_1 + \dot{\Theta}_2$, 式中:

$$\dot{\Theta}_1 = \omega \cos B_0 \cos A_0 \quad (10-4-41)$$

$$\dot{\Theta}_2 = \left(\frac{V}{r} - \frac{g_0}{V} \right) \cos \Theta \quad (10-4-42)$$

认为地球自转产生的 Θ 变化是对占主导地位的再入飞行速度和地球引力共同产生 Θ 变化的一种补偿, 则 $\Theta = \Theta_2$ 。

$$\dot{\Theta}_2 = \left(\frac{V}{r} - \frac{g_0}{V} \right) \cos \Theta_2 \quad (10-4-43)$$

故考虑地球引力及自转因素影响时当地弹道倾角 Θ 为

$$\Theta = \int_{t_0}^t d\Theta_1 + \int_{t_0}^t d\Theta_2 \quad (10-4-44)$$

① 弹头处于第一、三、四、六、七层。经推导, 可得:

$$\ln(\cos \Theta_2) = \ln(\cos \Theta_0) - \ln\left(\frac{R_0 + Z}{R_0 + Z_0}\right) + g_0 P_2^{\frac{2}{n_1}} \{(Z - Z_0) + \sum_{k=1}^N \frac{1}{(k\eta_1 + 1)b} \left(\frac{2q_1}{n_1 p_1}\right)^k [(a + bZ)^{k\eta_1 + 1} - (a + bZ_0)^{k\eta_1 + 1}] \prod_{j=1}^k \frac{1}{j} [1 - (j-1)\frac{n_1}{2}]\} \quad (10-4-45)$$

Z_0 、 Θ_0 分别为所在层初始位势高度、当地弹道倾角。

令 $\zeta_1 = \ln(\cos \Theta_2)$ ，则有：

$$\Theta = \Theta_1 + \arccos e^{\zeta_1} \quad (10-4-46)$$

② 再入弹头处于第二、五层。经推导，可得：

$$\ln(\cos \Theta_2) = \ln(\cos \Theta_0) - \ln\left(\frac{R_0 + Z}{R_0 + Z_0}\right) + g_0 P_2^{\frac{2}{n_2}} \{(Z - Z_0) + \sum_{k=1}^N \frac{1}{kb} \left(\frac{2q_2}{n_2 p_2}\right)^k (e^{knZ} - e^{knZ_0}) \prod_{j=1}^k \frac{1}{j} [1 - (j-1)\frac{n_2}{2}]\} \quad (10-4-47)$$

令

$$\zeta_2 = \ln(\cos \Theta_2)$$

则有：

$$\Theta = \Theta_1 + \arccos e^{\zeta_2} \quad (10-4-48)$$

5. 仿真计算

对射程约为 8000 km 的某型远程弹道导弹进行计算机仿真计算，其再入点参数为：
 $V_e = 6\,715.02 \text{ m/s}$ ， $\Theta_e = -0.352\,89$ ， $h_e = 86\,000.0 \text{ m}$ 。

基于上述再入点参数在考虑引力影响条件下分别进行再入运动方程组数值积分计算、解析解的仿真计算，可得弹头再入飞行速度、加速度与飞行高度之关系曲线，如图 10-23 和图 10-24 所示。

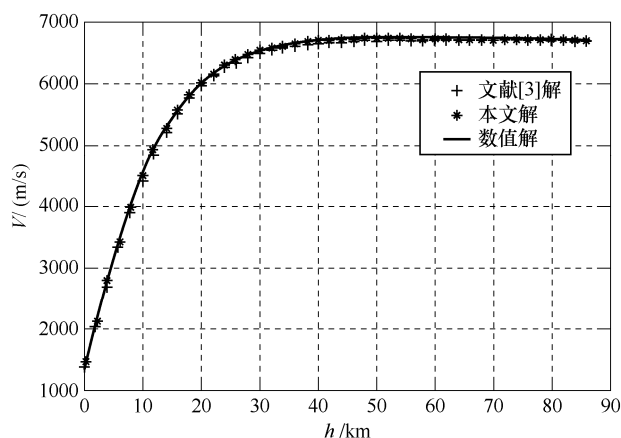


图 10-23 弹头再入飞行速度与飞行高度之关系曲线

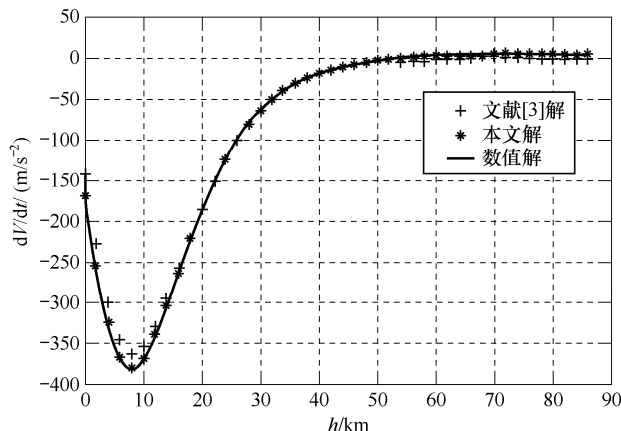


图 10-24 弹头再入飞行加速度与飞行高度之关系曲线

由图 10-23、图 10-24 可以看出,弹头再入飞行速度、加速度随高度的变化趋势不但与数值积分解的对应曲线相同,而且在再入飞行的绝大部分高度呈现出与数值积分解对应曲线基本吻合的现象。由此可见,解析解能够真实地反映弹头再入运动的客观情况。

10.4.5 全弹道落点参数计算

过去导弹弹道的快速计算是依据主动段、被动段弹道的不同特点分段进行的,而全弹道落点参数的快速计算是对给定的发射点参数直接计算落点,不再分别进行主动段弹道、被动段弹道的快速求解,这样就避免了主动段弹道快速计算引起的落点误差,被动段弹道快速计算引起的落点误差,主动段与被动段之间的交连影响,以及主动段、被动段这两段弹道计算的过程,具有更高的计算精度和更快的计算速度。由于 BP 神经网络具有强大的非线性映射能力、泛化能力及容错能力,只要能够提供足够多的样本模式供 BP 神经网络进行学习和训练,便能完成从 n 维输入空间到 m 维输出空间的非线性映射,因此利用 BP 神经网络的主要能力来实现全弹道落点参数的快速计算是一种非常有效的途径。

1. BP 神经网络概述

BP 神经网络是一种基于误差反传的多层感知器,它实现的基本思想是^[14]:学习过程由信号的正向传播与误差的反向传播两个过程组成。正向传播时,输入样本从输入层传入,经各隐层逐层处理后,传向输出层。若输出层的实际输出与期望输出不符,则转入误差的反向传播阶段。误差反传是将输出误差以某种形式通过隐层向输入层逐层反传,并将误差分摊给各层的所有单元,从而获得各层单元的误差信号,此误差信号即作为修正各单元权值的依据。这种信号正向传播与误差反向传播的各层权值调整过程是周而复始地进行的。权值不断调整的过程,也就是网络的学习训练过程。此过程一直进行到网络输出的误差减少到可接受的程度,或进行到预先设定的学习次数为止。

BP 神经网络是应用最为广泛的神经网络,80%~90%的神经网络模型是采用 BP 神经网络或它的改进形式,它体现了神经网络最精华的部分。

基于梯度下降的标准 BP 算法的计算步骤如下^[14]:

① 初始化。对权值 v_{ij} 和 w_{jk} 赋随机数, 将样本模式计数器 P 和训练次数计数器 q 置为 1, 误差 E 置为 0, 学习速率 η 取区间 (0,1) 内的小数, 神经网络训练后达到的精度要求 E_{\min} 设为一正的小数。

② 输入训练样本对, 计算各层输出。

③ 计算神经网络输出误差。设共有 P 对训练样本, 在实用中通常采用均方根误差

$$E_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{P} \sum_{p=1}^P \sum_{k=1}^l (d_k^p - o_k^p)^2}$$

作为网络的总误差。

④ 计算各层误差信号。计算公式为: $\delta_k^o = (d_k - o_k) o_k (1 - o_k)$;

$$\delta_j^v = \left(\sum_{k=1}^i \delta_k^o w_{jk} \right) y_j (1 - y_j)。$$

⑤ 调整各层权值。调整公式为: $w_{jk} = w_{jk} + \eta \delta_k^o y_j$; $v_{ij} = v_{ij} + \eta \delta_j^v x_i$ 。

⑥ 检查是否对所有样本完成一次轮训。若 $p < P$, 计数器 p 、 q 增 1, 返回步骤②, 否则, 转步骤⑦。

⑦ 检查神经网络总误差是否达到精度要求。若满足 $E_{\text{RMS}} < E_{\min}$, 训练结束, 否则 E 置 0, p 置 1, 返回步骤②。

标准 BP 算法在实际应用中存在较多的缺陷, 针对存在的问题, 目前已经提出了很多有效的改进算法。

采用 BP 神经网络实现全弹道落点参数的快速计算, 涉及下面几个需要具体解决的问题:

- 输入输出变量的选择;
- 训练样本集的设计;
- 输入输出数据的预处理;
- 网络的结构设计;
- 网络的学习训练算法;
- 网络各层的转移函数。

借助 MATLAB 神经网络工具箱可以方便快捷地解决后两个问题, 下面对上述 6 个方面问题的具体实现展开详细介绍。

2. MATLAB 神经网络工具箱

MATLAB 是 MathWorks 公司研制的一套高性能数值计算软件, 利用 MATLAB 及其工具箱解决问题通常能够得到令人相当满意的结果, 并且其强大的功能为各个领域的应用提供了手段。神经网络工具箱是 MATLAB 诸多工具箱之一, 神经网络的设计者可以根据需要调用工具箱中有关神经网络设计及训练的函数, 从而使设计者从烦琐的编程中解脱出来, 集中精力去思考问题和解决问题, 从而提高效率和解题质量。

在 MATLAB 神经网络工具箱中提供的改进 BP 算法及相应的训练函数有: 附加动量法、自适应学习速率法、RPROP 方法、共轭梯度法、拟牛顿法及 Levenberg—Marquardt 方法。对某一特定问题, 很难确定哪种算法最快最好, 因为这取决于问题的复杂性、训练样本数、网络权重和阈值个数及期望误差等许多因素, 但在大多数情况下, 建议首先使用

Levenberg—Marquardt 方法。

表 10-25 给出了一个解决回归问题时，使用 MATLAB 工具箱中的 BP 改进算法训练神经网络收敛时间的例子^[15]。该神经网络为 1—10—1 拓扑结构，共有 41 个样本对，期望误差为 0.01。从表 10-15 可以看出，Levenberg—Marquardt 算法收敛最快。

表 10-15 MATLAB 工具箱中 BP 不同算法训练神经网络收敛时间比较表

BP 算法	收敛时间/s	训练次数
自适应学习速率法	57.71	980
RPROP	12.95	185
SCG	16.06	106
Fletcher—Powell	16.40	81
Polak—Ribiere	19.16	89
Powell—Beale	15.03	74
OSS	18.46	101
BFGS	10.86	44
Levenberg—Marquardt	1.87	6

利用 MATLAB 神经网络工具箱函数解决实际问题时，除了训练函数的选取很重要外，转移函数的选取也很重要，MATLAB 神经网络工具箱主要提供了以下 3 种转移函数^[14,15]：

logsig 函数：

$$f(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}} \quad (10-4-49)$$

tansig 函数：

$$f(x) = \frac{1 - e^{-x}}{1 + e^{-x}} \quad (10-4-50)$$

purelin 函数：

$$f(x) = x \quad (10-4-51)$$

在神经网络的结构和权值、阈值相同的情况下，表 10-16 给出了 BP 神经网络解决一种实际问题的均方误差、转移函数的关系^[15]。

表 10-16 不同转移函数对应均方误差

隐含层函数	输出层函数	均方误差
logsig	tansig	0.9025
logsig	purelin	0.0001
logsig	logsig	181.2511
tansig	tansig	1.1733
tansig	logsig	162.9698
tansig	purelin	0.0107
purelin	logsig	143.76334
purelin	tansig	113.0281
purelin	purelin	99.0121

从表 10-16 可以看出, 隐含层和输出层转移函数的选取对 BP 神经网络预测精度有较大的影响。一般隐含层转移函数选用 logsig 或 tansig , 输出层转移函数选用 purelin 。

3. 输入输出变量的选择

(1) 输入输出变量的选择。

对于全弹道落点参数快速计算这一具体问题而言, 输入变量的选取, 可从两个方面进行, 一是结合具体的弹道方程, 从输入条件的变化对落点参数的影响程度进行定性分析, 同时可结合定量计算, 选出对落点参数影响较大的变量; 二是从弹道方程变量间的内在关系进行定性分析, 选出在本质上对落点参数有影响的变量; 最后统筹考虑上述两个方面的结果, 并通过适当的仿真计算, 最终选出合适的输入变量。对于输出变量, 即落点参数, 可选择为落点坐标分量 (x_c, y_c, z_c) , 也可选择为落点的经纬度 (λ_c, B_c) , 具体选择哪个, 可通过仿真计算的效果确定。

① 输入条件变化对落点参数影响的定性分析。

在工程应用上主动段弹道运动微分方程组的输入多达几十个, 在给出初始条件后, 解算主动段弹道运动微分方程组可求出主动段弹道终点运动参数, 主动段终点运动参数便是被动段弹道运动微分方程组的输入, 然后解算被动段弹道运动微分方程组便可求出落点位置参数, 即 (x_c, y_c, z_c) , 通过相关计算公式, 可由落点位置参数求出落点的经纬度 (λ_c, B_c) 。虽然完整的弹道微分方程组的输入多达几十个, 但这些输入变量 (初始发射条件) 的地位和作用是不平等的, 有些初始输入变量对落点有直接显著影响, 有些没有, 有些初始输入变量对落点的影响是间接的。

由发射坐标系的定义并结合具体的弹道方程, 可将初始输入条件对落点的影响, 分为三类, 一类为初始输入变量不随着发射点或落点的改变而改变, 如标准条件下发射点的位置分量 (x_0, y_0, z_0) 、速度分量 (V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}) , 初始值均为 0; 姿态角分量 $\varphi=90^\circ, \psi=0, \gamma=0$, 这些变量作为初始输入是常量, 对于神经网络的实现, 可认为其对落点没有影响, 在输入变量选择的时候, 这类输入变量就可以不考虑; 二类为随着发射点或落点的改变而改变的, 如初始输入的发射点纬度 B_0 , 射向 A_0 等, 这些量的影响程度可通过仿真计算确定, 在神经网络的实现中, 需要充分加以考虑; 三类为一些特殊的输入变量, 如发射点经度 λ_0 , 由于所选地球模型为旋转椭球体, 旋转椭球体是轴对称的, 对于一组确定的发射点和落点, 发射点经度改变 $\Delta\lambda$, 落点经度必然同样地改变 $\Delta\lambda$, 这类变量需结合具体的样本设计及落点坐标的选择, 来决定是否在神经网络的实现中加以考虑。

② 变量的内在关系对落点参数影响的定性分析。

飞行程序标准弹道在发射坐标系中描述时, 运动方程的矢量形式为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{V}} = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{g} + 2\dot{\mathbf{V}} \times \boldsymbol{\Omega} + [\boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{p} + \mathbf{R})] \times \boldsymbol{\Omega} \\ \dot{\mathbf{p}} = \mathbf{V} \end{cases} \quad (10-4-52)$$

式中, \mathbf{V} 为导弹相对于地面发射坐标系的速度矢量; $\boldsymbol{\omega}$ 为视加速度矢量; \mathbf{g} 为地球引力加速度矢量; $\boldsymbol{\Omega}$ 为地球自转角速度矢量; \mathbf{p} 为导弹质心位置矢量; \mathbf{R} 为发射点地心矢径。

对式 (10-4-52) 进行如下的分析:

式 (10-4-52) 第一式右端的 $2\mathbf{V} \times \boldsymbol{\Omega}$ 和 $[\boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{p} + \mathbf{R})] \times \boldsymbol{\Omega}$ 两项是 $\boldsymbol{\Omega}$ 的显函数, 另外, 不同发射点处的地球半径 \mathbf{R} 可展开为 Ω_y^0 的函数, 所以这两项是 $\Omega_x^0, \Omega_y^0, \Omega_z^0$ 的函数;

地球引力加速度 \mathbf{g} 可展开为 Ω_x^0 、 Ω_y^0 、 Ω_z^0 的级数；

$\boldsymbol{\omega}$ 是由推力、空气动力产生的，导弹推力矢量是在发射惯性坐标系内描述的，即以平台提供的惯性空间方位为基准。而从地面发射坐标系看平台，平台以角加速度 $-\boldsymbol{\Omega}$ 进行漂移。对于不同的发射条件 $\boldsymbol{\Omega}$ 通过影响推力方向而影响 \mathbf{V} ， \mathbf{V} 不同，空气动力也就不同，所以， $\boldsymbol{\omega}$ 可以写成 Ω_x^0 、 Ω_y^0 、 Ω_z^0 无关的部分及有关部分之和。

综合以上简单的分析， \mathbf{V} 、 \mathbf{p} 可以展成 Ω_x^0 、 Ω_y^0 、 Ω_z^0 的级数，同时 Ω_x^0 、 Ω_y^0 、 Ω_z^0 可以由式 (10-4-53) 表示：

$$\begin{aligned}\Omega_x^0 &= \cos B_0 \cos A_0 \\ \Omega_y^0 &= \sin B_0 \\ \Omega_z^0 &= -\cos B_0 \sin A_0\end{aligned}\quad (10-4-53)$$

可知 Ω_x^0 、 Ω_y^0 、 Ω_z^0 是发射点纬度 B_0 和射向 A_0 的函数，因此，本质上导弹的落点参数主要由变量发射点纬度 B_0 、射向 A_0 等决定。

(2) 输入输出数据的预处理。

通常将输入输出样本数据进行归一化，即通过变换处理，将输入输出数据限制在 $[-1, 1]$ 区间内。

将输入输出样本数据归一化为 $[-1, 1]$ 区间的值，一般可采用下面的公式：

$$\begin{cases} x_{\text{mid}} = \frac{x_{\text{max}} + x_{\text{min}}}{2} \\ \bar{x}_i = \frac{x_i + x_{\text{mid}}}{0.5(x_{\text{max}} - x_{\text{min}})} \end{cases}\quad (10-4-54)$$

式中， x_i 表示输入输出数据； x_{min} 表示数据变化范围的最小值； x_{max} 表示数据变化范围的最大值； x_{mid} 表示数据变化范围的中间值。

按式 (10-4-54) 进行归一化后，处于中间值的原始数据转化为零，最大值和最小值分别转换为 1 和 -1。当输入或输出向量中的某个分量取值过于密集时，对其进行以上处理也可将数据点拉开距离。

4. 训练样本集的设计

训练样本选择的科学合理性对于神经网络的设计实现具有极其重要的影响。样本数越多，神经网络的训练结果一般越能反应所研究问题的内在规律，但当样本数多到一定程度时，神经网络的精度也很难再提高了。实践表明，神经网络训练所需的样本数取决于输入输出非线性映射关系的复杂程度，映射关系越复杂，为保证一定的映射精度所需要的样本数就越多，而且神经网络的规模也越大。

另一方面，神经网络在训练中提取的规律是蕴含在样本中的，因此样本一定要有代表性。样本在选择时要注意样本类别的均衡。同时样本在组织时要注意将不同类别的样本交叉输入，或从训练集中随机选择输入样本，这样有利于避免同类样本太集中使网络训练时倾向于只建立与其匹配的映射关系，当另一类样本集中输入时，权值的调整又转向新的映射关系而将前面的训练结果否定。

基于上述说明，采用如下方式对所要研究的问题进行样本的设计：

- 由于地球为旋转椭球体, 因此固定发射点经度为 λ_0 ;
- 考虑海基弹道导弹的作战范围, 发射点纬度区间为 $[-B_0, B_0]$, 纬度取值间隔为 Δ_1 ;
- 射击方位区间为 $[0, 360^\circ)$, 取值间隔为 Δ_2 ;
- 射程区间 $[L_{\min}, L_{\max}]$, 间隔 XX km。

综合考虑以上 4 个方面, 通过弹道计算, 生成发射点—落点样本对, 将其一部分作为训练集, 另一部分作为测试集。

5. BP 神经网络的结构设计

BP 神经网络的输入输出问题解决后, 网络的输入层节点数和输出层节点数便确定了, 剩下问题主要是设几个隐层和每个隐层设多少个节点, 对于这个问题, 不存在通用性的理论指导, 一般需要神经网络的设计者依靠实践经验通过反复的试验解决。

(1) 隐层数的设计。

由 Kolomogorov 定理, 具有单隐层的网络可以精确实现任意连续函数, 只有学习不连续函数时, 才需要两个隐层, 所以 BP 网络最多只需要两个隐层。一个三层的 BP 神经网络已有丰富的实现映射或逼近能力, 一般采用一个隐层的网络即可。基于上述说明, 在进行 BP 神经网络结构设计时, 只设计一个隐层。

(2) 隐节点数的设计。

隐节点数量太少, BP 神经网络从样本中获取信息的能力就差, 隐节点数量过多, 就会出现“过拟合”现象, 降低网络的泛化能力, 同时还会增加网络的训练时间。通常确定隐节点数的方法为试凑法, 即先设置较少的隐节点训练网络, 然后逐渐增加隐节点数, 用同一样本集进行训练, 从中确定网络误差最小时对应的隐节点数。

6. 仿真计算

根据上述讨论, 在全弹道落点参数的计算问题中, 训练集共有 29 326 对输入—输出样本, 测试集共有 874 对输入—输出样本, 网络的隐节点个数选取为 200。

图 10-25 为落点纬度的训练数据计算误差曲线图, 图 10-26 为落点纬度的测试数据计算误差曲线图, 图 10-27 为落点经度差的训练数据计算误差曲线图, 图 10-28 为落点经度差的测试数据计算误差曲线图。

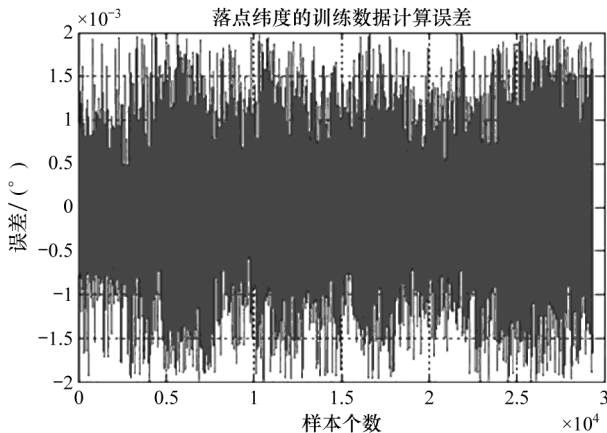


图 10-25 落点纬度的训练数据计算误差曲线图

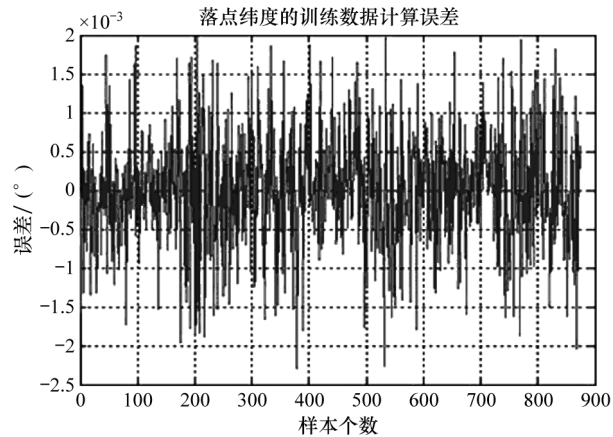


图 10-26 落点纬度的训练数据计算误差曲线图

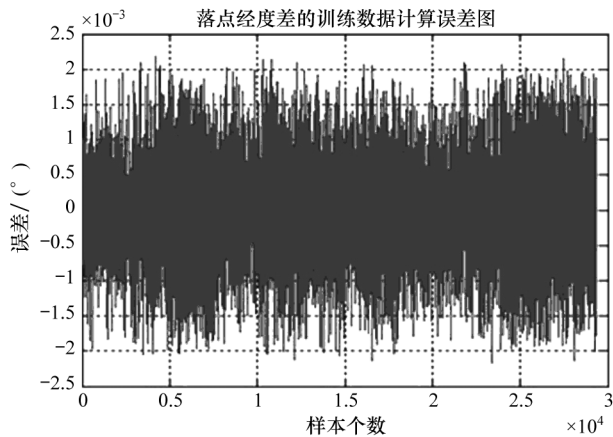


图 10-27 落点经度差的训练数据计算误差曲线图

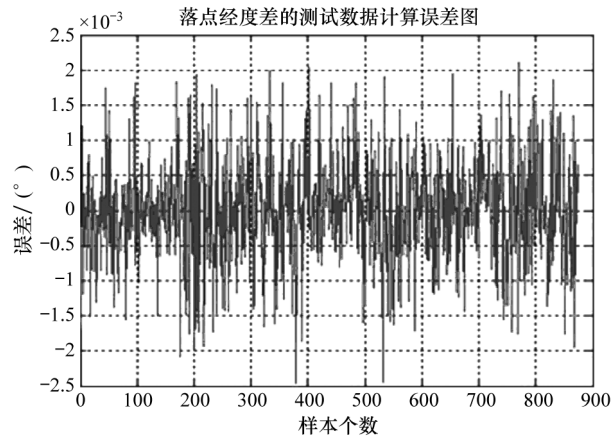


图 10-28 落点经度差的测试数据计算误差曲线图

表 10-17 为 BP 神经网络对落点纬度、落点经度训练集、测试集的总体计算误差情况。

表 10-17 落点纬度、落点经度训练集、测试集计算误差总体情况

项目 误差	落点纬度		落点经度差	
	训练数据	测试数据	训练数据	测试数据
均方根误差/ (°)	0.000538	0.000733	0.000549	0.000748
绝对误差最大值/ (°)	0.00199	0.00229	0.00219	0.00247

由仿真计算结果可知, 基于 BP 神经网络的全弹道落点参数计算方法计算误差非常小, 以地球平均半径 $R=6\,371\,004.0\text{ m}$ 进行折合计算, 落点纬度训练集均方根误差为 59.8 m , 测试集均方根误差为 81.54 m ; 落点经度训练集均方根误差为 61.05 m , 测试集均方根误差为 83.17 m 。经统计计算, 训练集的综合均方根误差为 63.77 m , 测试集的综合均方根误差为 86.51 m , 与数值积分求解弹道方程组相比较, 计算精度相差不大, 但计算速度大大提高, 计算一组落点参数在 PIII 500 计算机上的计算时间小于 0.01 s , 因此所建立的计算模型是正确、可靠的, 能够在潜地弹道导弹射击诸元快速计算应用中发挥重要作用。

10.5 诸元计算

弹道导弹的射击诸元这个术语是沿用火炮射击的一个术语, 火炮射击的方位角、高低角等是火炮的射击诸元。弹道导弹的射击诸元要比火炮复杂很多, 射击方位角、飞行程序角、制导系数及制导量等均是弹道导弹的射击诸元。弹道导弹的射击诸元是根据发射点及目标点参数, 在导弹射前事先确定的, 这个确定过程称为诸元计算 (或诸元准备)。弹道导弹诸元计算技术在导弹武器作战运用中占有十分重要的地位, 它是导弹发射中一项重要的战斗保障, 其主要任务是根据实际发射条件和武器系统状态计算出一条由发射点到目标点的命中弹道, 并以该弹道为基准, 为导弹的控制系统、瞄准系统等计算并装订一整套的基准参数, 确保导弹实际发射后能基本沿着选择的弹道飞行, 并以要求的精度命中目标。诸元计算直接关系到导弹的成功发射和命中精度, 也直接关系到作战任务的遂行能力。

10.5.1 诸元计算方案

1. 诸元计算方案原则

选取诸元计算方案时一般遵循下列主要原则:

- 满足导弹战术技术性能。例如导弹是机动发射还是固定点发射; 是点对点射击还是一个发射点对若干个目标射击; 突防火力有何要求; 发射准备时间是多少; 射程范围等。
- 部队的装备及技术力量能够实现。例如部队是否装备有相当规模的电子计算机, 部队上下级之间通过什么途径进行信息传递, 导弹发射是自动化的还是半自动化的。
- 满足导弹设计性能要求。例如过载不超限, 控制系统能够实施等。
- 满足精度要求并力争计算简单。

2. 诸元计算方案

根据前文的原则, 目前弹道式导弹的诸元计算方案主要有以下几种:

通用射表方案。从飞行力学的知识可知, 诸元计算的内容完全取决于实际的发射条件, 例如发射点的大地坐标 (B_f, λ_f) 、大地距离 L_d 、大地方位角 A_d 、发射点高程 H_f 、目标瞄准点的高程 H_m 等。通用射表的基本思想就是把射击诸元与射击条件之间的函数关系用数表的形式和一些简单的解析表达式给出。因为这里的射击条件是任意的, 没有加限制条件, 具有通用性, 即适用于任何发射点, 可向任何目标进行射击, 故称为通用射表。当然要建立起数表必须经过大量的数学解算和数据处理。

专用射表方案。一般打靶都用专用射表方案。专用射表实质上就是在一些限定的射击条件下把射击诸元与射击条件之间用数表的形式和简单的表达式给出。例如限定一个发射点对一个小范围的靶区(瞄准点在靶区内随意的)建立的射表以及限定在小范围内机动的发射点对小范围的靶区建立的射表等都是专用射表, 这些射表只有在限定的条件下才适用, 故叫作专用射表。

预案方案。所谓预案就是对一个发射点和一个目标区而言, 在标准条件下(例如瞄准点选为目标区的中心等)按通用计算机方案计算出所有装订诸元, 并提供出实际发射条件偏离标准条件时的修正模型, 构成了一个预案。实际发射时, 根据实际发射条件和预案便可在计算器上或计算机上迅速计算出实际装订诸元。

通用计算机方案。其基本思想是首先建立起计算所有装订诸元的数学模型, 然后将这种数学模型在通用计算机上编成应用软件, 实际发射时只要将实际发射条件输入计算机, 便能自动地计算出所需的全部诸元。

以上几种方案各有利弊, 通用计算机方案必须以装备相当规模的电子计算机为基础, 而其他方案只需装备计算器或微型计算机。然而通用计算机方案适用范围广, 不受任何条件限制, 而预案只在一定条件下适用, 例如实际的瞄准点不在预案的目标区内, 该预案就无能为力了。另外, 当射程超过 4000 km 以后, 或者复杂的导弹建立通用射表实际上相当困难。

随着导弹武器的发展, 精度要求越来越高, 突防能力和生存能力要求越来越严格, 整个发射过程越来越自动化, 诸元计算也必须迅速实现自动化, 以适应武器系统的要求。

10.5.2 诸元计算的特点

陆基弹道导弹一般采用固定发射点或预定位、有限区域范围内机动的方式实施核打击, 发射点可以预先确定, 同时攻击的目标点平时也可以预测, 因此陆基战略导弹最大的特点是射前发射点、目标点基本确定。在确定发射点和目标点后, 发射前便能事先编制好射表、预案, 完成诸元计算, 以供作战时使用。该类导弹射击诸元计算大致分三步进行: 首先求取表定条件下的射击诸元值; 然后确定影响基本射击诸元且务必修正的误差源的误差值, 并求取相应的修正系数, 给出表定基本射击诸元的修正值; 最后确定最终射击诸元值, 并换算为弹上计算机的装订值。

潜地弹道导弹以潜艇为平台机动发射, 潜艇水下大范围机动巡航, 使得事先划分好发

射海区, 并编制出足够多的、庞大的导弹诸元射表不太现实, 因此潜地弹道导弹发射点的不确定性, 使得射表、预案诸元的计算方法不再适用。潜地弹道导弹动基座发射, 要求导弹在与潜艇一起运动时, 依据潜艇惯导系统提供的潜艇当时位置, 快速解算射击诸元, 否则会因为实际发射点位置偏离过大而使落点精度产生严重的散布。这是陆基弹道导弹固定发射不曾遇到的问题。即使采用诸元直接计算方法, 潜地弹道导弹在计算快速性上的要求也要远远高于陆基弹道导弹。此外, 潜地弹道导弹一般采用一套诸元系统同时完成对多发导弹的诸元计算, 而陆基弹道导弹往往采用一套诸元设备完成对单发导弹的计算, 这也给潜地弹道导弹诸元计算提出了更高的要求。

10.5.3 诸元计算的基本内容

诸元计算的基本内容包括: 大地基础诸元、瞄准方位角、飞行程序、制导参数和制导量、射击可能性检查、头部诸元等。

(1) 大地基础诸元。

大地基础诸元主要包括:

- 将发射点平面直角坐标 (x_f, y_f) 换算成大地坐标 (B_f, λ_f) ;
- 根据发射点、目标点的大地坐标 (B_f, λ_f) 、 (B_m, λ_m) 计算大地距离 L_d 和发射点到目标瞄准点的大地方位角 A_d , 或者根据发射点的坐标 (B_f, λ_f) 和 (L_d, A_d) 计算目标瞄准点的坐标 (B_m, λ_m) ;
- 计算发射点的子午线收敛角 r ;

这些参数是其他诸元计算的起始数据。

(2) 发射方位角。

由于地球自转和扁率等因素的影响, 导弹发射时并不是直接瞄向目标, 而是瞄向偏离目标的一个方位, 也就是说导弹发射方位角 A_0 并不等于大地方位角 A_d 。 A_0 的值取决于射程 L_d 、发射点的坐标 (B_f, λ_f) , 目标点坐标 (B_m, λ_m) 等实际条件, 它是根据实际射击条件通过确定的计算才获得的。

(3) 飞行程序。

为了更有效地机动飞行, 提高射程和精度等指标, 必须根据具体飞行条件设计出比较合理的飞行程序 φ_{cx} 。有些类型的导弹, 程序角是用凸轮机构来实现的, 所以导弹定型后, 程序角也就相应固定了; 有些类型的导弹, 程序角是用电脉冲的形式来实现的, 可以根据实际要求去装订。前者实现的弹道是定弹道, 后者为变弹道, 显然变弹道的机动性比定弹道要优越得多。现在通用的是后者, 依靠计算机发出程序角信号。

(4) 制导参数和制导量。

该部分计算的参数与制导方案有着密切的关系。对于惯性制导的弹道式导弹, 是依靠本身的制导系统把导弹自动地导向目标。制导系统实施控制实际上是事先计算出一组标准参数, 导弹实际飞行中只要实现了这一组标准参数, 就能按一定的精度命中目标。所以控制系统的控制过程实际上就是不停地测量导弹的运动参数, 并通过一定的计算与提供的一组标准参数进行比较, 有偏差就发出控制信号, 直到导弹的实际飞行参数等于标准参数为止。

(5) 射击可能性检查。

所谓射击可能性检查是在给定的射击条件下，计算实际射程是否在导弹的射击能力范围之内。如果在其射击范围之内，判定可以射击；反之，不能射击。

(6) 头部诸元。

头部诸元通常包括姿态控制系统诸元和引信控制系统诸元，这部分诸元直接关系到头部的突防能力和核装药引信的可靠性与精度。

(7) 计算检查程序诸元。

导弹准备就绪后，一般在点火之前都要对制导程序进行检查，因为发射场的状态与实际飞行的状态并不完全一样，所以还要计算一些特定的检查程序诸元。

10.5.4 发射方位角初值的精确计算

发射方位角（即射向）是弹道导弹诸元计算的重要内容之一，一个好的发射方位角初值可减少迭代搜索次数，加快诸元计算过程。通常发射方位角初值的确定是在圆球地球模型上进行，不考虑地球自转、扁率因素的影响，同时认为飞行弹道为平面弹道，这样确定的发射方位角初值距目标值差距很大，一般需要多次迭代才能收敛到目标值。为了提高发射方位角初值的确定精度，加快诸元计算速度，有必要进一步分析主要地球物理因素对发射方位角的影响，并研究其修正计算方法。

1. 自转因素对发射方位角的影响分析

(1) 基本假设。

为便于分析地球自转因素对发射方位角的影响，进行如下假设：

- 地球为圆球体，即扁率 $\alpha_e = 0$ ；
- 地球匀速自转，自转角速度 $\Omega = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ ；
- 忽略再入段空气阻力的影响。

在上述假设条件下，采用求差法进行仿真计算，分析地球自转因素对发射方位角的影响，具体如下：

- 在圆球静止地球模型上，给出发射点坐标 (B_0, λ_0) 、球面距离 L_0 及球面方位角 A_0 ，计算出落点坐标 (B_e, λ_e) ；
- 在 $\alpha_e = 0$ 的基础上，以发射点坐标 (B_0, λ_0) 和落点坐标 (B_e, λ_e) 为输入条件，计算仅考虑地球自转因素条件下的发射方位角 A_Ω ；
- 计算方位角偏差 $\delta A = A_\Omega - A_0$ 。

(2) 仿真计算。

以上述的基本假设为基础，进行弹道计算，分别求取考虑地球自转因素和不计地球自转因素条件下的发射方位角 A_Ω 和球面方位角 A_0 ，计算方位角偏差 $\delta A = A_\Omega - A_0$ ，进行全方位仿真计算，绘制的误差曲线如图 10-29～图 10-33 所示。图 10-29～图 10-33 分别为射点纬度 $B_0 = 0^\circ$ 、 $B_0 = 30^\circ$ 、 $B_0 = 70^\circ$ 、 $B_0 = -30^\circ$ 、 $B_0 = -70^\circ$ ，球面距离 L_0 为 8000 km，球面

方位 $0^\circ \sim 359^\circ$ 变换条件下的发射方位角偏差曲线。

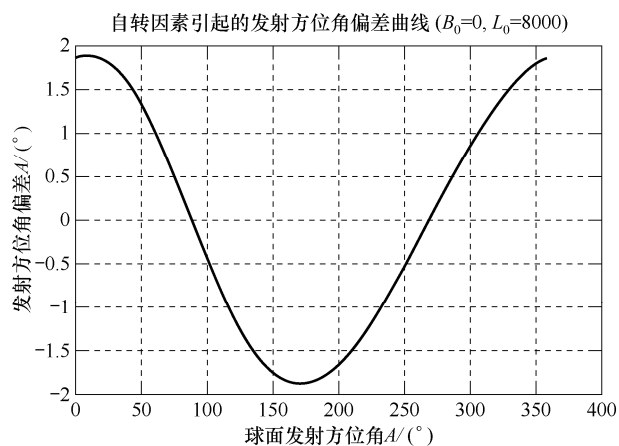


图 10-29 自转因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

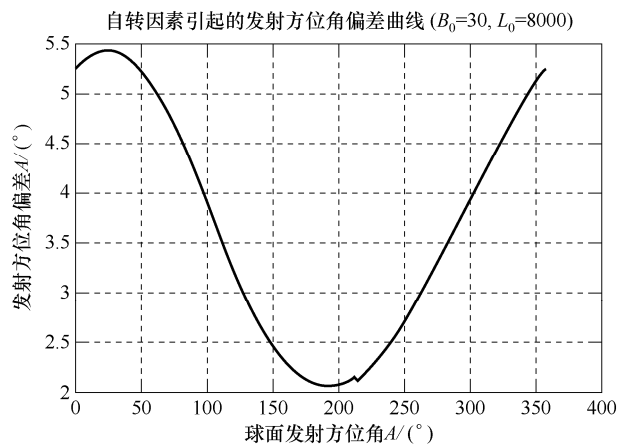


图 10-30 自转因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

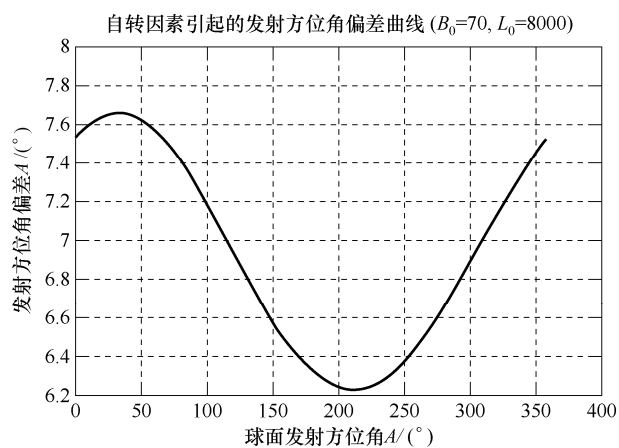


图 10-31 自转因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

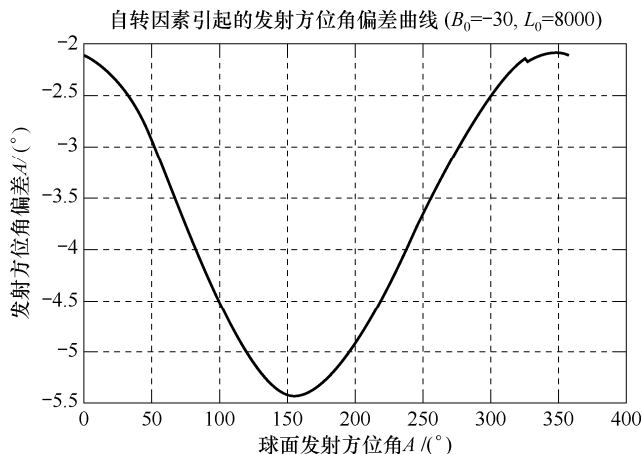


图 10-32 自转因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

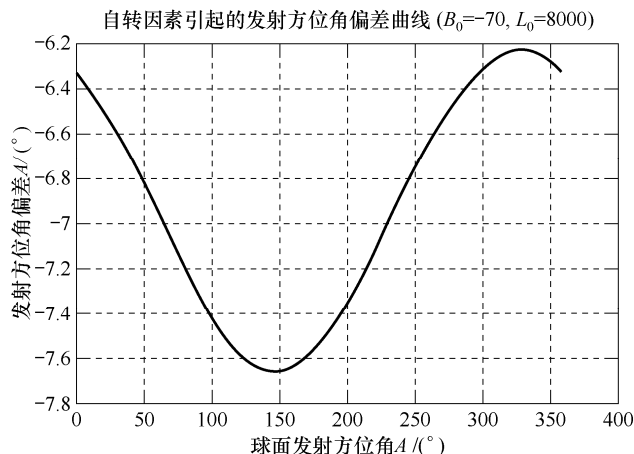


图 10-33 自转因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

(3) 结果分析。

从偏差曲线图可以总结出如下变化规律：

- 在北半球中高纬度，球面方位角大于发射方位角，即 $\delta A > 0$ ；
- 在北半球低纬度，在球面距离 L_0 较小的情况下，球面方位角大于发射方位角，即 $\delta A > 0$ ；
- 在北半球低纬度，球面距离 L_0 较大的情况下，方位角偏差 δA 随着球面方位角 A_0 由 $0^\circ \sim 360^\circ$ ，方位角偏差的变化规律为 $\delta A > 0 \rightarrow \delta A < 0 \rightarrow \delta A > 0$ ；
- 在南半球中高纬度，球面方位角小于发射方位角，即 $\delta A < 0$ ；
- 在南半球低纬度，球面距离 L_0 较小的情况下，球面方位角小于发射方位角，即 $\delta A < 0$ ；
- 在南半球低纬度，球面距离 L_0 较大的情况下，方位角偏差 δA 随着球面方位角 A_0 由

$0^\circ \sim 360^\circ$ ，方位角偏差的变化规律为 $\delta A > 0 \rightarrow \delta A < 0 \rightarrow \delta A > 0$ ；

- 偏差曲线近似为开口向上的抛物线形状；
- 在低纬度，方位角偏差相对较小；而在高纬度方位角偏差较大。

2. 扁率因素对发射方位角的影响分析

(1) 基本假设。

进行如下假设：

- 地球为正常椭球体，长半轴 $a_e = 6378140.0 \text{ m}$ ，扁率 $\alpha_e = 1/298.257$ ；
- 不考虑地球的自转，即自转角速度 $\Omega = 0$ ；
- 忽略再入段空气阻力的影响。

在上述假设条件下，采用求差法进行仿真计算，分析地球扁率因素对发射方位角的影响，具体如下：

- 在圆球静止地球模型上，给出发射点坐标 (B_0, λ_0) 、球面距离 L_0 及球面方位角 A_0 ，计算出落点坐标 (B_c, λ_c) ；
- 以发射点坐标 (B_0, λ_0) 和落点坐标 (B_c, λ_c) 为输入条件，计算仅考虑地球扁率因素条件下的发射方位角 A_α ；
- 计算方位角偏差 $\delta A = A_\alpha - A_0$ 。

(2) 仿真计算。

以上述基本假设为基础，进行弹道计算，分别求取考虑地球扁率因素和不计地球扁率因素条件下的发射方位角 A_α 和球面方位角 A_0 ，计算方位角偏差 $\delta A = A_\alpha - A_0$ ，进行全方位仿真计算，绘制的误差曲线如图 10-34~图 10-38 所示。图 10-34~图 10-38 分别为发射点纬度 $B_0=0^\circ$ 、 $B_0=30^\circ$ 、 $B_0=70^\circ$ 、 $B_0=-30^\circ$ 、 $B_0=-70^\circ$ ，静止圆球条件下球面距离 L_0 为 8000 km，球面方位 $0^\circ \sim 359^\circ$ 变换条件下的发射方位角偏差曲线。

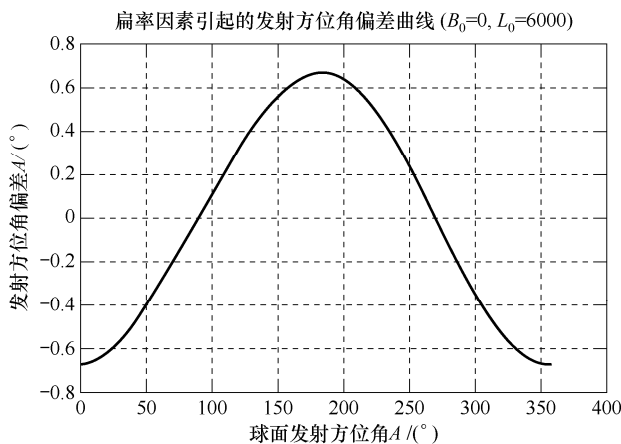


图 10-34 扁率因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

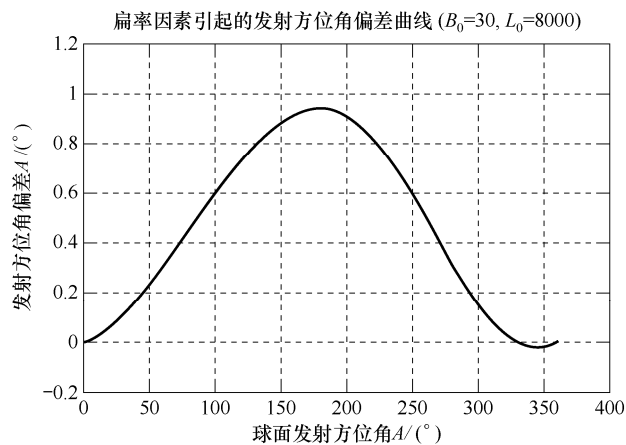


图 10-35 扁率因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

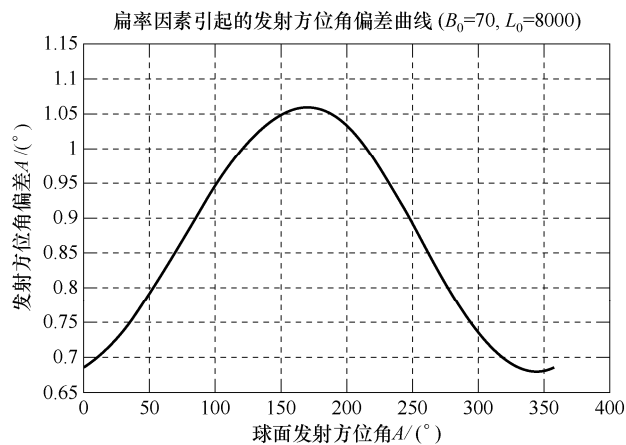


图 10-36 扁率因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

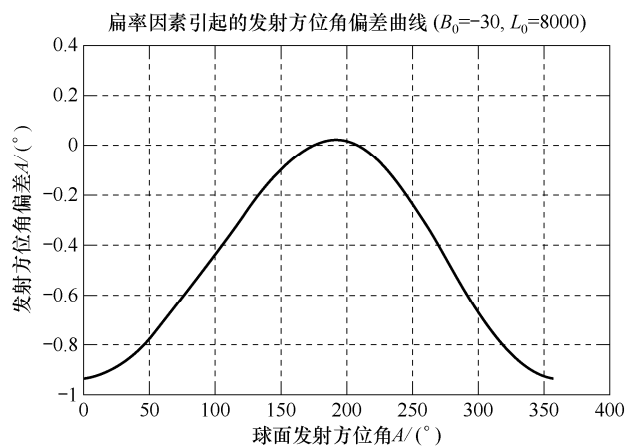


图 10-37 扁率因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

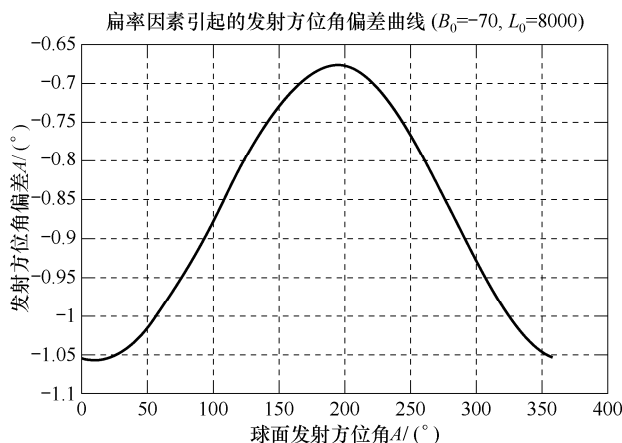


图 10-38 扁率因素单独作用引起的发射方位角偏差曲线

(3) 结果分析。

从偏差曲线图可以总结出如下变化规律：

- 在北半球中高纬度，球面方位角大于发射方位角，即 $\delta A > 0$ ；
- 在北半球低纬度，方位角偏差 δA 随着球面方位角 A_0 为 $0^\circ \sim 360^\circ$ ，方位角偏差的变化规律为 $\delta A < 0 \rightarrow \delta A > 0 \rightarrow \delta A < 0$ ；
- 在南半球中高纬度，球面方位角小于发射方位角，即 $\delta A < 0$ ；
- 在南半球低纬度，方位角偏差 δA 随着球面方位角 A_0 为 $0^\circ \sim 360^\circ$ ，方位角偏差的变化规律为 $\delta A < 0 \rightarrow \delta A > 0 \rightarrow \delta A < 0$ ；
- 偏差曲线近似为开口向下的抛物线；
- 纬度和射程对方位角偏差的影响并不显著。

3. δA 的拟合计算

δA 的拟合计算表达式为

$$\delta A = \sum_{i=0}^M f_i(L_0, A_0, B_0) \quad (10-5-1)$$

式 (10-5-1) 中， A_0 为球面方位角； B_0 为发射点纬度； L_0 为球面距离。

4. 地球物理综合因素下的发射方位角计算

(1) 球面方位角和射程的计算。

给定发射点坐标 (B_0, λ_0) 和目标点坐标 (B_c, λ_c) ，首先由式 (10-5-2) 将地理纬度转化为地心纬度：

$$\varphi = a \tan\left(\frac{b_e^2}{a_e^2} \tan B\right) \quad (10-5-2)$$

求得的发射点和目标点地心纬度分别为 φ_0 、 φ_c 。

由球面三角形余弦公式：

$$\cos \beta = \sin \varphi_0 \sin \varphi_c + \cos \varphi_0 \cos \varphi_c \cos(\lambda_c - \lambda_0) \quad (10-5-3)$$

求得发射点和目标点间的球面射程角 β 。

则球面射程为

$$L_0 = R_0 \beta \quad (10-5-4)$$

由球面三角形正弦定理:

$$\frac{\sin A_0}{\cos \varphi_c} = \frac{\sin(\lambda_c - \lambda_0)}{\sin \beta} \quad (10-5-5)$$

可得:

$$\sin A_0 = \frac{\sin(\lambda_c - \lambda_0)}{\sin \beta} \cos \varphi_c \quad (10-5-6)$$

由球面三角形余弦定理:

$$\cos \varphi_c = \cos \beta \sin \varphi_0 + \sin \beta \cos \phi_0 \cos A_0 \quad (10-5-7)$$

可得:

$$\cos A_0 = \frac{\cos \varphi_c - \cos \beta \sin \varphi_0}{\sin \beta \cos \phi_0} \quad (10-5-8)$$

由式 (10-5-6)、式 (10-5-8) 可求出 A_0 。

(2) 地球物理综合因素条件下发射方位角的计算。

方位角偏差采用前文给出的公式计算:

$$\delta A = \sum_{i=0}^M f_i(L_0, A_0, B_0) \quad (10-5-9)$$

则地球物理综合因素条件下发射方位角 A 的计算公式为

$$A = A_0 + \delta A = A_0 + \sum_{i=0}^M f_i(L_0, A_0, B_0) \quad (10-5-10)$$

5. 仿真计算

以圆球地球模型为基础, 结合球面三角形计算生成计算初始条件:

- 固定发射点经度为 λ ;
- 发射点纬度为 $B_0 - n\Delta B, \dots, B_0 - \Delta B, B_0, B_0 + \Delta B, B_0 + 2\Delta B, \dots, B_0 + n\Delta B$;
- 球面方位角范围为 $[0^\circ, 359^\circ]$, 间隔为 ΔA ;
- 球面射程范围为 $[L_{\min}, L_{\max}]$, 间隔为 ΔL 。

将以上 4 点进行组合, 生成球面三角形计算输入条件 $(B_0, \lambda_0, A_0, L_0)$, 通过球面三角形计算出落点 (λ_c, B_c) , 生出输入—输出数据。

以上述生成的数据为基础, 将其作为输入条件, 然后采用发射方位角传统计算方法和上一小节的发射方位角精确计算方法, 求取发射方位角 A'_0 和 A''_0 , 计算出发射方位角 A'_0 和 A''_0 的差值, 即 $\delta A = A'_0 - A''_0$, 部分仿真计算结果如图 10-39、图 10-40 所示。

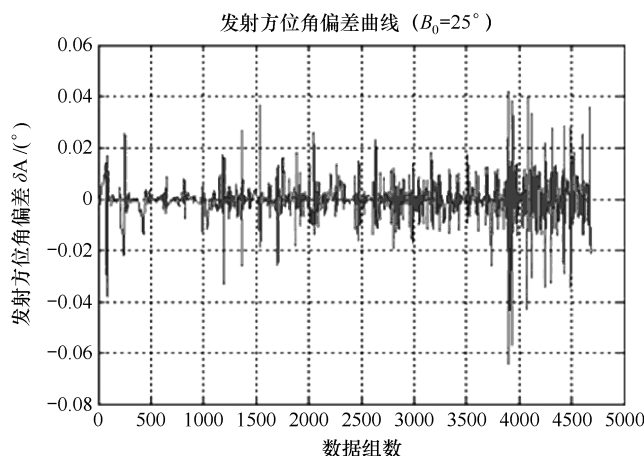


图 10-39 $B_0 = 25^\circ$ 时全方位全射程发射方位角偏差曲线

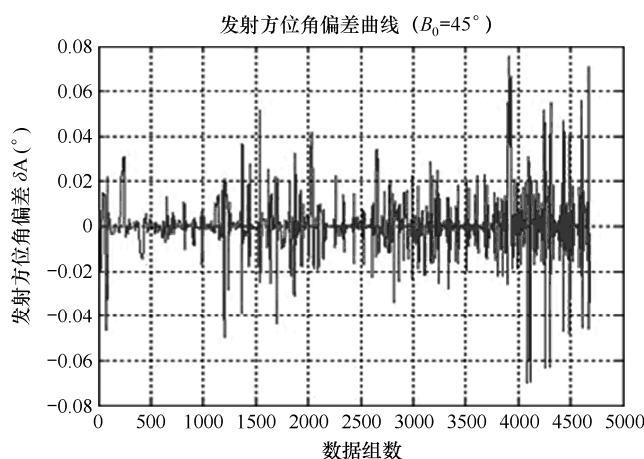


图 10-40 $B_0 = 45^\circ$ 时全方位全射程发射方位角偏差曲线

大量仿真计算结果表明, 发射方位角初值计算方法的最大计算误差小于 0.1° , 可以使发射方位角精确值的计量量减少 40% 左右, 说明该方法具有非常高的计算精度, 能够很好满足高精度发射方位角初值确定的需要。

10.5.5 飞行程序选择

弹道的形状基本上是由飞程序角确定的。例如一个导弹可以通过调整飞程序角 φ_{cx} 使其按高弹道飞行、按低弹道飞行和按最小能量弹道飞行。飞程序角在发射前装订在导弹上, 使导弹按照要求的弹道形状飞行。

(1) 选择飞程序角时要考虑的技术指标:

- ① 充分利用能量, 争取最大射程;
- ② 尽量提高制导精度;
- ③ 满足过载和再入热环境要求;
- ④ 满足系统稳定要求;

- ⑤ 满足突防火力要求；
 - ⑥ 选择的飞行程序弹上计算机能够实现。
- (2) 选择飞行程序角的方法。

一般来说，选择飞行程序角有两种方法可寻，一种是最优化方法，一种是工程法。

按照最优化方法选择飞行程序角时，把弹道方程作为状态方程，把以上提到的选择飞行程序角时要考虑的技术指标中的③、④、⑤、⑥作为控制约束，由技术指标中的①、②构成性能指标。很显然，这个问题是一个函数最优化问题，只要按极大值原理求出满足弹道方程及初值、控制约束并使性能指标达到最大的飞行程序即为最优程序。然而在这个最优系统中，弹道方程是非线性的，而且包含超越函数，控制约束条件又太多，对于这样一个复杂的系统，目前还求不出解析解来。为了求解析解，必须进行适当的简化。

在实际工程应用中，选择飞行程序时，众多的约束条件都必须综合考虑，虽然直接用最优化方法求解有很多困难，但现在已经总结出了一套简单的工程方法。

(3) 工程法选择飞行程序角。

由于不同类型的导弹担负不同的任务，需要根据导弹的具体任务提出一些特殊的要求，设计出满足这些特殊要求的实际飞行程序。为了选择出满足要求的飞行程序，一般分两步：第一步进行近似设计计算，第二步进行程序曲线的调整与确定。

将第一步确定的初步值 φ_{α} 进行线性化处理，将线性化的程序代入弹道方程计算，检查是否满足要求，如果不满足，对 φ_{α} 进行调整，直至满足要求才算最后确定了适用的 φ_{α} 。

选择飞行程序是一个比较麻烦的过程，与解运动微分方程组紧密相关，确定各级飞行程序角时需要解算各自的运动方程，而且要反复解算弹道。

10.6 小结

弹道与诸元快速计算在潜地弹道导弹作战运用中占有十分重要的地位，它是导弹发射中一项重要的战斗保障，直接关系到导弹的成功发射和命中精度，直接关系到作战任务的遂行能力。弹道与诸元快速计算问题是一个涉及理论分析、弹道分析建模、仿真计算的综合性问题。本章节运用飞行力学、空气动力学、地球重力学、制导与控制、发动机等多门学科知识，建立了六自由度弹道模型；分析了地球自转、扁率、再入气动阻力因素对弹道的影响；建立了主动段弹道、自由段弹道、再入段弹道及全弹道的快速计算模型；深入探讨了发射方位角初值的精确计算方法。文中所建立的相关计算模型，不仅可应用于射击诸元快速准备，还可应用于总体设计、方案论证、弹道设计等，所给出的计算方法不仅适用于潜地弹道导弹诸元准备，还可应用于陆基弹道导弹诸元准备，具有较强的通用性。

参考文献

- [1] 张毅, 杨辉耀, 李俊莉. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998.
- [2] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993.

- [3] 邓方林, 黄先祥. 弹道导弹六自由度仿真决策系统设计与研制[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(2): 186-189.
- [4] 陈世年. 控制系统设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [5] 龙乐豪. 总体设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [6] 孔祥元, 郭际明, 刘宗泉. 大地测量学基础[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2004.
- [7] 《数学手册》编写组. 数学手册[M]. 北京: 高等教育出版社, 2005.
- [8] 邹建奇, 董云峰. 工程力学[M]. 大连: 大连理工大学出版社, 2009.
- [9] 施浒立, 颜毅华, 徐国华. 工程科学中的广义延拓逼近法[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [10] 郑伟, 汤国建. 扰动引力场中弹道导弹飞行力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [11] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
- [12] 张毅, 范景祥. 弹道导弹弹头再入参数的解析解[C]. 国际弹道学会议(ICB), 南京, 1988.
- [13] 田春军, 李红伟, 曹荣祥. 弹道导弹弹头再入参数的解析解研究 [J]. 指挥控制与仿真 2011, 33(2): 33-37.
- [14] 韩力群. 人工神经网络理论、设计及应用[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [15] 史峰, 王小川, 郁磊, 等. MATLAB 神经网络 30 个案例分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.

潜艇指控系统关键技术的发展趋势

11.1 潜艇信息融合技术发展趋势

当前，随着世界范围的新军事变革的深入，新的信息化武器装备和信息化系统装备不断涌现，其功能日益强大，正在推动传统作战样式向信息化作战样式演变。当前，信息化作战样式的主要体现就是网络中心战，它对军兵种作战特别是多军兵种联合作战起着不可替代的作用，潜艇作为水下重要的作战力量，正逐步融入网络中心战中。为了适应新环境下潜艇作战对战场感知的需求，潜艇信息融合领域有如下几个发展趋势。

（1）分布式信息融合^[1,2,7]。

传统的潜艇信息融合处理多采用集中式架构，随着水下网络中心战的发展，集中式处理的不足逐渐体现出来，而分布式信息融合是使单节点多源信息融合迈向网络化融合、实现对网络中心战有力支撑的必由之路。与传统集中式信息融合相比，分布式融合除了在技术上出现许多挑战性问题（如共用信息节点信息的多次重复使用引起的融合误差增长、节点输入信息的相关性未知，以及节点输入信息的多类差异特征等）之外，还在分布式融合功能结构和信息流程上强烈地依赖于其所隶属的网络结构，特别是网络节点之间的信息传输能力对分布式融合系统结构（多层次结构、局部分布结构、全分布结构）和信息流向（有反馈、无反馈、部分反馈）起决定性影响。对于水下潜艇而言，这点尤其突出。

（2）“大数据”融合处理^[4]。

随着水声传感器信号处理技术和水下网络技术的快速发展，单个平台节点获取的信息量越来越大，信息种类越来越多，例如传感器探测的方位等数据信息、各部声呐的频谱信息、原始信号信息、图像信息、电磁信息等。同时传感器网络的范围在不断拓展，信息密度急剧增大，信息来源日趋多源，例如卫星信息、预警机信息、无人平台信息、水下探测网信息等。潜艇信息融合处理所面临的大数据特性已经越来越明显：处理的数据规模大、类型多，数据呈现非结构化或半结构化特征。

（3）向高层信息融合发展^[3]。

传统的潜艇信息融合侧重于目标跟踪、态势生成等低层的一、二级融合处理方面，而对于需要考虑指挥员的经验、推理以及所属专业的知识来辅助作战指挥的高层信息融合处理发展不足。随着潜艇作战环境、作战行动的日益复杂，作为重要的作战平台，对于态势理解等高级融合处理有着迫切的需要，尤其在态势预测，意图分析、威胁判断等环节都需

要引入人的因素,这也是提高潜艇指挥决策能力的需要。国内外已经就此开展了大量研究,如交互式态势预测技术、基于知识的意图分析方法、经验与计划相结合的威胁估计方法等。

11.2 潜艇指控目标综合识别技术的发展趋势

目标识别技术作为各军事强国多年来重点发展的技术,对战场态势生成、态势估计与威胁估计等军事需求具有不可或缺的作战价值。随着装备信息化、智能化的发展,以及多种介质,如声、无线电波、红外线、可见光等的利用,以及传感器实时探测信息与情报信息的综合利用,舷内探测资源与舷外探测资源的综合利用,使得基于多传感器信息融合的潜艇目标综合识别技术受到越来越多的重视,许多国家的海军主战装备都纷纷具备了该项功能。未来潜艇目标综合识别技术的发展将具有以下发展趋势^[5-7]:

(1) 声纹特征提取。

对于潜艇目标综合识别,水声信号的识别仍是主要手段。其中,声纹特征提取是水声识别的关键。目前,基于声呐获取的舰船辐射噪声信号的功率谱、DEMON 谱的估计与特征提取手段已发展得较为成熟,并在国内外装备中得到了成功应用,但是基于信号时域特征、时频特征、非线性特征等的特征提取手段有着更大的发展潜力,目标精细特征的提取技术将是未来重点发展的方向。另外,特征的稳定性、海洋环境对特征的影响、水声信号处理方法对特征的影响也是今后国内外预先研究的重点。

(2) 特征选择与优化。

目前,目标识别技术的发展重点为多种特征的综合应用。因此,高维特征的降维、同类介质不同特征提取方法得到的多种特征的选择与优化、异类介质得到的多种特征的选择与优化都成为必不可少的过程。在常用特征评价准则如基于类内类间距离、基于概率分布、统计检验等统计方法的基础上,采用优化算法、遗传算法、粗糙集理论等智能算法进行特征选择成为理论研究的热点。工程实践中还可以采用以分类性能为度量标准进行特征的评估以及选择与优化。

(3) 特征级综合识别。

特征级综合识别是目标识别的重要方向,它依赖于设计良好的分类器。传统的 BP 神经网络、RBF 神经网络、模糊神经网络等人工智能方法在多特征分类识别中得到了广泛应用,近年来,支持向量机技术发展迅猛,多分类器组合、融合技术、重采样技术,支持向量机与其他技术相结合是目前研究较多的方向。在工程应用领域,专家系统、模板匹配技术则是主要采取的方法,如何结合不断完善的特征数据库提高系统的适应能力是不断努力的方向。

(4) 基于反馈的目标综合识别。

目标综合识别过程不应是顺序执行的过程,而应是一个迭代反馈的过程。当多源身份不存在冲突时,综合判决相对容易,然后当信息源结果存在冲突时,冲突消解机制的建立并不简单。通过多源身份冲突检测,对冲突传感器进行反馈控制,使其通过人工或半自动的方式对识别过程进行干预,并优化识别信息上报,从而改善综合判决的难度。目前基于反馈识别的目标综合识别方式还处于探索阶段,未来必会得到广泛的应用。

(5) 数据库建设与利用。

目标识别效果的好坏与支撑数据库有着很大的关系,各军事强国无不重视对关注目标特征数据的搜集与建库工作,例如美国的特征库已建到个体,可以识别到具体的舷号。目标综合识别支撑数据库的建设需要各专业领域特征数据库的支持,在此基础上进行整理和关联,并通过和平与战争时期不间断的收集、丰富目标各类特征数据,对不同身份层次各类特征的统计、分析、提炼,才能进一步提高目标综合识别技术的身份识别层次和识别能力。

11.3 潜艇目标运动要素解算技术发展趋势

为更好地适应新时期海军战略转型作战需求,突破目标匀速直航假定限制,挖掘前端传感器信息,重视与水声物理的紧密结合,以满足新时期的目标定位与跟踪需求。潜艇目标运动要素解算技术发展趋势如下:

(1) 重视信号级信息的利用,提高解算能力,缩短要素收敛时间^[8]。

在传感器信息利用方面,采用以信息换时/空间的研究思路,分析声呐波束域信息中的目标频谱/调制谱及运动特征,建立基于信号级信息的目标运动要素解算新模型,解决数据级纯方位算法对本艇机动的约束问题,提高指控系统解算能力,缩短要素收敛时间。

(2) 重视深海环境信息的利用,有效解决远距离目标定位跟踪问题^[9]。

国外非常重视深海环境声场特征规律在远程/超远程跟踪技术上的应用,强调深海环境适应性。因此在深海远程目标定位跟踪研究方面应深入考虑深海海底反射、会聚区、影区等远程工作模式应用,深海环境效应对指控性能影响,建立有效的研究与试验评估机制,指控系统必须通过与海洋声场分析来提高 TMA 的环境适应性和估计精度。

(3) 艇内外多源传感器协同定位,提高潜艇对作战情况的感知能力^[10]。

未来海战战场情况瞬息万变,作战任务的目标、行动方法和时间都可能经常发生改变,而潜艇主要依靠自身的传感器获取信息,造成潜艇战场态势感知能力弱,作战行动受到极大的限制。舷外传感器技术的飞速发展,使潜艇与舷外传感器之间信息共享、协同定位成为可能,实现利用艇内外传感器对目标的快速定位,提高水下战场态势清晰度及目标运动要素解算精度。

11.4 潜艇武器控制技术发展趋势

随着新型潜载武器的研制成功和舷内外发射技术的发展,使得潜载武器的种类日益增多、可携带的武器数量逐步增大。新型鱼雷、导弹的航程越来越远,航速越来越高,对目标的打击范围也从几十千米扩展到几百、上千千米,对潜艇指控系统的武器控制与导引技术提出了新的更高的要求^[16-20]。

(1) 利用外部平台信息提高武器射程。

增大武器的射程,可以提高发射平台的生存能力。增加防区外交战的距离十分重要。随着潜载声呐向共形化/一体化发展、光电桅杆代替潜望镜并逐步向多功能综合化发展、UUV 和水下探测网等新型探测装备的逐步引入,新一代潜艇探测范围将逐步向中远距离扩

展, 为适应新型传感器的装备使用, 潜艇指控系统应根据新型传感器获取的远距离信息, 实现对远程打击武器的快速使用, 以达到有效利用远距离目标信息的目的。同时, 海军信息化建设和体系作战能力建设, 使得潜艇具备了通过卫通、长波、数据链接收来自岸基指挥所、海上编队、空中预警机等外部平台的探测信息来生成大范围战场态势的能力, 也使得潜艇参与航母编队作战、组建艇群作战和与水面舰艇协同作战成为可能。新型潜载武器的作战范围大大超出潜艇自身传感器的探测范围, 必须有效利用本艇和各种外部平台信息来实现对武器的控制, 实现新型潜载武器对远程目标的精确打击。

(2) 针对复杂目标的多武器综合控制。

目前, 潜艇指控系统的鱼雷武器控制方法, 只能满足同型鱼雷武器同时使用的需求, 缺乏有效的不同类型鱼雷组合使用的控制方法, 难以对敌编队目标实施有效打击, 限制了潜艇综合作战效能的充分发挥。必须突破多武器组合使用与综合控制技术、多武器攻击编队目标的协调控制与导引技术, 实现综合控制单平台多型武器攻击单个或编队目标、协同控制多平台多型武器攻击单个或编队目标, 完成对单目标的饱和打击、多目标的多批次打击, 提高潜艇的综合作战效能。

为降低潜艇使用巡航导弹时对潜艇隐蔽性的影响, 未来潜射巡航导弹应具有较少的红外特征、较大的导弹射程。在战术使用时, 为满足对敌大型战斗舰艇编队有效威慑及打击需求, 应采用导弹垂直发射技术以提高潜艇的发射效率; 在技术上, 应发展多弹齐射以及智能选择目标技术, 并研制相应的潜艇指控系统, 满足导弹参数设定及导引的要求; 研究多艇集群配置和对舰艇编队目标的协同打击能力。

(3) 利用海洋环境信息提高武器制导精度。

目前潜艇武器控制与导引技术对海洋环境信息的利用还比较有限, 无法满足新一代远程高速鱼雷在复杂海洋水声环境中的实际作战需求。潜艇指控系统必须充分利用先验信息、海洋水声环境等信息, 考虑海流等因素, 修正鱼雷设定和导引参数, 推荐鱼雷航行、寻的相关的速度、深度等参数, 确保鱼雷隐蔽航行且有利于搜寻目标。同时先验信息和海洋环境信息的充分运用, 还可为巡航导弹战术任务规划提供更加有效的信息支持。

11.5 潜艇综合防御技术的发展趋势

随着反潜技术的发展, 潜艇综合防御技术受到越来越大的关注, 世界各国均加强了这方面的研究, 主要体现在潜艇防御鱼雷和潜艇防空两个方面, 发展趋势和特点如下^[11-13,21-24]。

(1) 研制潜艇鱼雷综合防御系统, 提升潜艇综合防御效能。

典型的鱼雷综合防御系统有: 美国的 SAWS 系统、意大利 C303/S 系统、德国 CIRCE 鱼雷对抗系统和俄罗斯鱼雷防御系统。

(2) 重视威胁目标的信息综合处理, 实现对来袭鱼雷的早发现、早预警。

面对日益严峻的低噪声鱼雷威胁, 单一声呐独立探测已显现出一定的局限性, 有必要综合利用多部声呐进行目标联合探测, 获得多频段和宽空间覆盖范围的探测信息, 为潜艇信息系统提供更多的威胁目标特征层信息, 以对来袭鱼雷早发现、早预警。

(3) 大力发展硬杀伤手段, 提高潜艇对抗新型智能鱼雷的能力。

对反鱼雷鱼雷的研究越来越受到各国的重视。如俄罗斯的“蟒蛇”鱼雷防御系统,德国正在研制的 SEA-SPIDER(海蜘蛛)反鱼雷鱼雷,法国和意大利联合研制的 MU90HK 反鱼雷鱼雷,美国的 SMART 反鱼雷鱼雷,以及以色列的 SCUTTER 潜用自航式鱼雷诱饵等。

(4)发展潜艇防空武器系统,提高潜艇对空防御能力^[14,15]。

早在 20 世纪 60 年代末,国外已开始了潜空导弹武器系统的研究。德国和挪威联合研发的可以在潜航状态攻击航空反潜平台的“IDAS”是真正具有革新意义的潜艇防空导弹武器系统,它的出现引起了世界其他各国对潜艇防空武器装备的高度重视和研发热情。

11.6 远程智能水中兵器指挥控制发展趋势

随着新军事变革的迅猛发展,信息技术、电子技术、无人科技的不断创新,战争的形态也在发生显著的变化:多兵种联合作战、网络中心战、网电一体战等新的作战模式正在改变和取代传统的作战模式,无人作战平台得到越来越多的应用。无人作战平台体积小,灵活性好;可装载多种模块,执行多种任务;费效比低;可开发性高;人员伤亡率低。现在许多国家都将军事发展的重点转向了海洋,因此无人水中作战平台(UUV)也成为了主要的发展方向。智能 UUV 未来发展将有以下发展趋势^[25-28]:

(1)整体设计的标准化和模块化。

为了提升 UUV 的性能、使用的方便性和通用性,降低研制风险,节约研制费用,缩短研制周期,保障批量生产,UUV 的整体设计的标准化和模块化是未来发展的方向。在 UUV 的研发过程中依据有关机械、电气、软件的标准接口与数据格式的要求,分模块进行总体布局 and 结构优化的设计和建造。UUV 采用标准化和模块化设计,使其各个系统都有章可依、有法可循,每个系统都能够结合各协作系统的特性进行专门设计,不但可以加强各系统的融合程度,提升 UUV 的整体性能,而且通过模块化的组合还能轻松实现任务的扩展和重构。

(2)高度智能化。

由于 UUV 工作环境的复杂性和未知性,需要不断改进和完善现有的智能体结构,提升对未来的预测能力,加强系统的自主学习能力,使智能系统更有前瞻性。目前针对如何提升 UUV 的智能水平,已经对智能体系结构、环境感知与任务规划等领域开展一系列的研究。新一代的 UUV 将采用多种探测与识别方式相结合的模式来提升环境感知和目标识别能力,以更智能的信息处理方式进行运动控制与规划决策,UUV 的工作任务决定了它必须能够适应广泛的水下环境,复杂海洋环境中充满着各种未知因素,风、浪、流、深水压力等干扰时刻挑战着 UUV 的智能规划与决策能力。以海流为例,大洋中海流的大小与方向不但与时间有密切的关系,而且随着地点不同也会有较大变化。针对海洋环境的复杂性,UUV 需要拥有良好的学习机制,拥有理想的避碰规划和路径优化的能力,才能尽快地适应。它的智能系统拥有更高的学习能力,能够与外界环境产生交互作用,最大限度地适应外界环境,帮助其高效完成越来越倚重于它的各种任务,届时 UUV 将成为名副其实的智能 UUV。

(3)高效率、高精度的导航定位。

虽然传统导航方式随着仪器精度和算法优化,导航精度不断提高,但是由于其基本原理决定了它的误差积累仍然无法消除,所以在任务过程中需要适时修正以保证精度。全球定位系统虽然能够提供精确的坐标数据,但会暴露目标,并容易遭到数据封锁,并不十分适合 UUV 的使用,所以需要开发适于水下应用的非传统导航方式,例如:地形轮廓跟随导航、海底地形匹配导航、重力磁力匹配导航和其他地球物理导航技术。其中海底地形匹配导航在拥有完善的并能及时更新的电子海图的情况下是非常理想的高效率、高精度水下导航方式。未来水下导航将结合传统方式和非传统方式,发展可靠性高、集成度高并具有综合补偿和校正功能的智能导航系统。

(4) 运动控制。

UUV 的运动控制包括对其自身运动形态、各执行机构和传感器的综合控制,UUV 的六自由度空间运动具有明显的非线性和交叉耦合性,需要一个完善的集成运动控制系统来保障运动与定位的精度,此系统需要集成信息融合、故障诊断、容错控制策略等技术。虽然目前不断改进新型控制算法对 UUV 进行任务与航迹规划,但由于在复杂环境中 UUV 运动的时变性很难建立精确的运动模型,那么人工神经网络技术和模糊逻辑推理控制技术的应用更加重要。模糊逻辑推理控制器设计简单、稳定性好,但在实际应用中由于模糊变量众多,参数调整复杂,需要消耗大量时间,所以需要和其他控制器配合使用,比如 PID 控制器、人工神经网络控制器。其中人工神经网络控制方式的优点是,在充分考虑 UUV 运动的非线性和交叉耦合性的前提下,能够识别跟踪并学习自身和外界环境的变化,但是如果外界环境干扰变化的频率和幅度与其自身运动相接近时,它的学习能力将表现出明显的滞后,控制滞后则会导致控制振荡的出现,对 UUV 的安全和任务执行是极为不利的。各种控制方式相互结合使用的目的是提高控制器的控制精度与收敛速度,如何在保证 UUV 运动控制稳定的情况下提升控制系统的自适应性,提高智能系统在实际应用中的可行性是目前工作的重点。

(5) 探测识别。

智能 UUV 要实现“智能”就不能“闭塞视听”,它需要时刻感知外界环境的信息,尤其是水下目标的信息,基于这些信息才能做出智能决策,所以水下目标的探测与识别就相当于智能 UUV 的“视、听、触觉”,是其与所处环境“交流”的基本方式。目前水下目标探测与识别技术可以通过声学传感器、微光 TV 成像和激光成像等方式。首先微光 TV 成像采集的信息图像清晰度和分辨率都较好,但是其成像质量受海水能见度的影响很大,综合来看其可接受的识别距离太短,适用范围大大受限。激光成像技术经过近几年的发展,激光成像仪的体积、重量和功耗都大大降低,达到智能 UUV 可利用的级别,值得指出的是,其成像质量远远高于声学传感器成像质量,能够达到微光 TV 成像的水平,其工作距离远远大于微光 TV 成像,并且能够提供准确的目标距离、坐标等信息,是较理想的水下目标探测与识别的手段。此项技术目前在美国已有应用,中国仍处于研究阶段,现在还没有达到工程应用要求的激光成像仪可供智能 UUV 使用。

声学传感器成像技术能够实现一定分辨率的成像,并且在水下的作用距离较远,在目前水下探测与识别领域中应用广泛。根据信息类型不同可分为两类:基于声回波信号探测识别和利用声呐图像探测识别。基于声回波信号的探测技术原理类似于空中利用雷达反射波进行目标识别,从 20 世纪 60 年代开始,广泛应用于海岸预警系统和潜用声呐目标分类

系统,通过回波信号的强度、频谱、包迹等特征对预设类别的目标,例如水面舰船和潜艇进行探测识别。

随着水声技术的发展,已经能够区分近距离的小型目标,基于声呐图像的探测识别技术成为目前水下探测识别技术的中流砥柱,但它目前仍然有诸多的局限性。声波在水中传播比无线电波在空气中传播效果要差很多,在各种环境噪声和背景目标的影响下,成像质量不高,加大了水下目标的探测与识别的难度。为了使获得的图像拥有适用的分辨率,需要采用较高频率的声呐,目前所使用的成像声呐的中心频率已达到几百千赫兹,但这又引入另一个限制因素。声波在水中传播是沿体积扩散的,并且海水介质对声波能量的吸收随着声波中心频率的增长而呈现二次方的增长,海水将会吸收掉高频声波相当大的能量,导致远距离传输的声波会有较大的衰减,使得声呐成像的分辨率低和像素信息少。目前还没有形成成熟的声呐图像目标识别理论,声呐图像中的目标一般呈点状和块状,进行目标识别时,依据目标信息图像的大小用变换方法进行预处理,即能得到可利用的识别信息。

由于海洋环境的特殊性和复杂性,对水下目标探测与识别的技术应用有很大的限制,以至于可应用的手段也非常有限。从技术上来说,声探测技术容易实现,并且探测距离较远,到目前为止仍是主要的水下目标探测手段,而基于声呐图像的目标探测与识别可靠性和精确性仍然不高。激光成像不但分辨率高、信息丰富,而且作用距离远,是非常理想的水下目标探测与识别手段,激光成像水下目标的探测与识别技术是目前的研究热点。

(6) 多个体协作。

随着 UUV 应用的增多,除了单一 UUV 执行任务外,还需要多个 UUV 协同作业,共同完成更加复杂的任务。UUV 通过大范围的水下通讯网络,完成数据融合和群体行为控制,实现多 UUV 磋商、协同决策和管理,进行群体协同作业。多 UUV 协作技术在军事和海洋科学研究方面潜在的用途很大。西方发达国家已经开始研究多个智能 UUV 协同控制技术,国内也有多个研究所联合提出多 UUV 协作海洋数据采集网络的概念,并进行大量研究,为实现多 UUV 协同作业打基础。

目前 UUV 在经济和军事领域的应用已经崭露头角,是水下观察和水下作业方面最具潜力的水下开发工具。UUV 的高智能化已经是大势所趋,高智能 UUV 这一多学科相互融合技术在未来将有广阔的应用前景,受到各国的高度重视。综合目前各方面的技术来看,智能 UUV 总的技术水平仍处于研究、试验与开发阶段,离真正意义上的大规模工程应用还有一定的距离。

参考文献

- [1] 马勒. 多源多目标统计信息融合[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [2] 何友, 王国宏, 关欣. 信息融合理论及应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2010.
- [3] Eric Blasch, Eloi Bosse, Dale A. Lambert. High—Level Information Fusion Management and Systems Design[M]. ARTECH House, Boston/London, 2012.
- [4] 汪圣利. 大数据时代指挥信息系统发展分析[J]. 现代雷达, 2013, 35(5): 1-5.
- [5] 闫炜. 国外水中目标识别技术发展趋势[J]. 舰船科学技术, 2012, 34(12).

- [6] 朱靖, 王晨熙, 张赅军, 等. 决策层目标综合识别技术发展概述[J]. 计算机工程与应用, 2012, 48(S2), 269-273.
- [7] 赵宗贵, 熊朝华, 王珂, 等. 信息融合概念、方法与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [8] K.C.Ho, Y.T.Chan. An Asymptotically Unbiased Estimator for Bearings—only and Doppler—Bearing Target Motion Analysis. IEEE TRANSACTIONS ON SIGNAL PROCESSING, 2006, 54(3): 809-822.
- [9] 晁大海. 水中目标及其背景特性数据在水下战场信息化建设中的作用[J]. 舰船科学技术, 2009.10, 第 31 卷第 10 期: 3-6.
- [10] 王家鑫, 李关防, 袁富宇, 等. 声呐特征信息在潜艇信息综合处理中的应用研究 [J]. 指挥控制与仿真, 2015.6, 第 37 卷第 3 期: 44-51.
- [11] 任明仑, 杨善林, 朱卫东. 智能决策支持系统: 研究现状与挑战[J]. 系统工程学报, 2002, 17(5): 430-440.
- [12] 胡桐清, 陈亮. 军事智能辅助决策的理论与实践[J]. 军事系统工程, 1995, 1: 3-10.
- [13] 于昌荣, 丁迎迎, 肖碧琴. 基于知识的潜艇作战辅助决策技术[C]. 2013 中国指挥控制大会论文集.
- [14] 倪火才, 王俊杰. 发展我国潜射对空导弹及其水下发射技术的思考[J]. 水面武器, 1999, (1): 1-5.
- [15] 孟范栋, 纪金耀, 肖汉华. 新世界秩序下的潜艇多用途导弹系统——IDAS 飞航导弹, 2008(11): 28-31.
- [16] 钱东, 唐献平, 崔立. 美国海军预研中的鱼雷新技术[J]. 鱼雷技术, 2003, 11(1): 1-4.
- [17] 张志勇, 毕义明, 郑重. 巡航导弹协同作战任务规划需求[J]. 飞航导弹, 2012(6): 32-36.
- [18] 刘志勇, 蒋兵兵. 潜射巡航导弹水下发射技术现状和发展趋势[J]. 飞航导弹, 2012(12): 46-49.
- [19] 周义. 新型巡航导弹发展特点[J]. 飞航导弹, 2000(11): 5-7.
- [20] 关劲, 张勇刚, 李宁. 电子海图快速显示方法研究[J]. 中国航海, 2004, 61 (4): 57-59.
- [21] 宋君才, 邵云生, 彭会斌. 国外潜用水声对抗系统发展趋势[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(6): 4-5.
- [22] 陈敬军. 水面舰艇鱼雷防御系统中鱼雷报警纵览[J]. 声学技术, 2013, 32(3): 257-262.
- [23] 崔贵平. 国外反鱼雷鱼雷技术现状及发展趋势[J]. 鱼雷技术, 2012, 20(6): 472-475.
- [24] 陈敬军. 鱼雷防御系统中不断出现的硬杀伤能力[J]. 声学技术, 2013, 32(5): 439-444.
- [25] CAPT Duane Ashton. Unmanned Maritime Systems Overview. The Maritime Alliance Conference, Nov. 2010.
- [26] 李瑜, 张文玉. 无人作战平台指挥控制技术[J]. 指挥信息系统与技术, 2011(6).
- [27] 严安井, 符敏. 水下战与 UUV 发展[J]. 海军学术研究, 2011(9).
- [28] 许真珍, 封锡盛. 多 UUV 协作系统的研究现状与发展[J]. 机器人, 2007, 29 (2): 186-192.

附录

Ω, ω	地球自转角速度
a_e	地球椭球体长半轴
b_e	地球椭球体短半轴
α_e	地球椭球体扁率
e'	第二偏心率
μ	椭球体扁率常数
J_2	地球形状动力学系数
fM	地心引力常数
f	引力常数
M	地球质量
g	引力加速度
T	温度
p	大气压强
ρ	大气密度
a	声速
m	导弹瞬时质量
V	导弹质心相对速度
P	发动机推力
P_e	发动机有效推力
P_c	控制力
R	空气动力、地球半径
F'_k	附加科氏力
F_c	地球自转引起的科氏惯性力
F_e	地球自转引起的牵连惯性力
δ_φ	发动机当量俯仰角
δ_ψ	发动机当量偏航角
C_x	空气阻力系数
C_y^α	升力系数梯度
q	速度头
S_M	弹体最大横截面积
α	攻角
β	侧滑角
φ	俯仰角

ψ	偏航角
γ	滚动角
θ	弹道倾角
σ	弹道偏角
γ_c	倾斜角
r	导弹质心到地心的距离
ϕ	导弹质心地心纬度
\dot{m}	推进剂质量秒消耗量
x_{le}	弹质心到喷管出口中心点距离
I	转动惯量张量
M_{st}	气动力矩
M_d	阻尼力矩
M_c	控制力矩
M'_{rel}	附加相对力矩
M'_k	附加科氏力矩
C_n^α	法向力系数梯度
x_y	导弹压心到头部尖端距离
x_z	导弹质心至导弹头部尖端距离
l_K	弹长
$m_{x1}^{\bar{\omega}_{x1}}$	俯仰阻尼力矩系数导数
$m_{y1}^{\bar{\omega}_{y1}}$	偏航阻尼力矩系数导数
$m_{z1}^{\bar{\omega}_{z1}}$	滚动阻尼力矩系数导数
$\bar{\omega}_{x1}$	无因次俯仰角速度
$\bar{\omega}_{y1}$	无因次偏航角速度
$\bar{\omega}_{z1}$	无因次滚动角速度
M_{x1c}^δ	滚动控制力矩对发动机当量摆动角的导数
M_{y1c}^δ	偏航控制力矩对发动机当量摆动角的导数
M_{z1c}^δ	俯仰控制力矩对发动机当量摆动角的导数
Z	位势
Θ	当地弹道倾角
L	射程
h	导弹距地面高度
B	纬度
A	射向
X_x 、 X_y 、 X_z	空气动力在发射坐标系各轴上的分量
g_x 、 g_y 、 g_z	地球引力在发射坐标系各轴上的分量

\dot{V}_{ex} 、 \dot{V}_{ey} 、 \dot{V}_{ez}	牵连惯性力在发射坐标系各轴上的分量
\dot{V}_{cx} 、 \dot{V}_{cy} 、 \dot{V}_{cz}	科氏惯性力在发射坐标系各轴上的分量
x 、 y 、 z	导弹质心位置在发射坐标系各轴分量
R_{0x} 、 R_{0y} 、 R_{0z}	发射点地心距离在发射坐标系各轴分量
Ω_x 、 Ω_y 、 Ω_z	地球自转角速度在发射坐标系各轴分量
ω_{Tx1} 、 ω_{Ty1} 、 ω_{Tz1}	相对惯性坐标系转动角速度在弹体坐标系各轴分量